

UNIVERSIDADE FEDERAL DE SANTA CATARINA
CENTRO TECNOLÓGICO DE JOINVILLE
CURSO DE ENGENHARIA AEROESPACIAL

ARTHUR GOMES LEMOS

**ANÁLISE NUMÉRICA DA INTERAÇÃO FLUIDO-ESTRUTURA EM MOTORES-
FOGUETE DE ALTO IMPULSO ESPECÍFICO**

Joinville

2018

ARTHUR GOMES LEMOS

**ANÁLISE NUMÉRICA DA INTERAÇÃO FLUIDO-ESTRUTURA EM MOTORES-
FOGUETE DE ALTO IMPULSO ESPECÍFICO**

Trabalho apresentado como requisito para
obtenção do título de bacharel no Curso de
Graduação em Engenharia Aeroespacial do
Centro Tecnológico de Joinville da
Universidade Federal de Santa Catarina.

Orientadora: Dra. Talita Sauter Possamai.

Joinville

2018

ARTHUR GOMES LEMOS

**ANÁLISE NUMÉRICA DA INTERAÇÃO FLUIDO-ESTRUTURA EM MOTORES-
FOGUETE DE ALTO IMPULSO ESPECÍFICO**

Este Trabalho de Conclusão de Curso foi julgado adequado para obtenção do título de bacharel em Engenharia Aeroespacial no Centro Tecnológico de Joinville da Universidade Federal de Santa Catarina.

Joinville, 28 de novembro 2018.

Banca Examinadora:

Dra. Talita Sauter Possamai
Orientadora
Presidente

Dr. Juan Pablo de Lima Costa Salazar
Membro
Universidade Federal de Santa Catarina

Dr. Marcos Alves Rabelo
Membro
Universidade Federal de Santa Catarina

AGRADECIMENTOS

A Deus, pelas bênçãos sagradas e eternas, pelo apoio e proteção nos caminhos mais tempestuosos e por permitir a busca de sabedoria e conhecimento.

Aos meus familiares, principalmente meus pais, Antonio e Mariza, e especialmente à minha irmã, Amanda, pelo imenso apoio nas minhas conquistas e vitórias, pelo suporte e consolo nos momentos difíceis e por sempre estabelecerem esperança em minha vida. Este triunfo é de vocês!

À minha orientadora professora Talita, por apresentar, desde a primeira conversa sobre este trabalho, uma motivação para o desenvolvimento deste e por cativar as pessoas com seu jeito espontâneo e alegre. Obrigado pela oportunidade de ser bolsista de iniciação científica pelo CNPq com sua supervisão!

Agradeço a organização e aos diretores do CONEMB 2015, Rodrigo, Fabiano, Evelyne e Flávia F., e do CONEMB 2017, Kallyne, Leonardo e Bianca, por proporcionarem experiências incríveis em minha vida durante a realização destes projetos. Nunca vou esquecer as emoções e aprendizados durante os anos de organização do melhor congresso de engenharias do Brasil!

Aos meus amigos adquiridos durante este período de graduação, principalmente Flávia N., Emmanuel, Damylle, Ygor, Vanessa e Bárbara, seja nas aulas ou no laboratório que desenvolvi este trabalho. Tudo ficou mais tranquilo e leve com vocês ao meu lado!

Por fim, agradeço a todas as pessoas que fizeram parte desta etapa universitária e à UFSC por colaborar na minha formação pessoal e profissional.

*When I tell any Truth, it is not for the sake of convincing those who not know it, but
for the sake of defending those who do.*

William Blake

RESUMO

A combustão de combustíveis seguida do escoamento de fluido a altas pressões e velocidades, como é o caso encontrado em sistemas de motores-foguete, geram grandes tensões sobre a parede do bocal. Este estudo preliminar tem como objetivo simular numericamente o comportamento fluidodinâmico do escoamento em três bocais com impulsos específicos de diferente ordem de grandeza e estimar o efeito deste escoamento na estrutura. A interação entre o fluido e a estrutura é estudada de forma acoplada de uma via (one-way FSI). Os motores Juno, Lambda e motor principal do ônibus espacial (SSME) foram analisados e os resultados da fluidodinâmica do escoamento comparados com dados da literatura indicando boa concordância. Resultados referentes ao comportamento da estrutura deste tipo de motor-foguete são escassos na literatura e por isso não puderam ser validados até o presente momento, porém este estudo indica um deslocamento máximo esperada durante operação em regime permanente de 0,022 mm, 0,059 mm e 27,8 mm para cada motor-foguete, respectivamente.

Palavras-chave: Acoplamento numérico, Interação fluido-estrutura, Bocal, Foguete.

ABSTRACT

Combustion of fuels followed by fluid flow at high pressures and velocities, as is the case found in rocket engine systems, generate great stresses on the wall of the nozzle. This preliminary study aims to numerically simulate the fluid dynamics behavior of the flow in three nozzles with specific impulses of different order of magnitude and to estimate the effect of this flow in the structure. The interaction between the fluid and the structure is studied coupled by one-way (one-way FSI). The Juno, Lambda and the space shuttle main engine (SSME) were analyzed and the fluid flow dynamics results were compared with literature data indicating good agreement. Results concerning the behavior of the structure of this type of rocket motor are scarce in the literature and therefore could not be validated until the present moment, however this study indicates a maximum deformation expected during operation in steady state of 0,022 mm, 0,059 mm e 27,8 mm for each rocket motor respectively.

Keywords: Numeric coupling, Fluid-Structure Interaction, Nozzle, Rocket.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 – Space Shuttle Endeavour.....	18
Figura 2 – Motor-foguete a propulsão líquida.....	21
Figura 3 – Motor-foguete a propulsão sólida.	21
Figura 4 – Escoamento de bocal supersônico com ondas na saída: (a) bocal superexpandido, (b) expansão isentrópica para a pressão de retorno igual à pressão de saída, (c) bocal subexpandido.	27
Figura 5 – Esquema de um bocal.....	28
Figura 6 – Diferentes formatos de bocais.....	28
Figura 7 – Tensões em três superfícies ortogonais.....	36
Figura 8 – Elemento tridimensional em um estado geral de tensão.	37
Figura 9 – Deformação total de um bocal convergente-divergente.....	42
Figura 10 – Geometria do bocal Juno, em polegadas e visão 2D.....	44
Figura 11 – Bocal Juno: (a) Domínio do escoamento e (b) Domínio da estrutura.....	44
Figura 12 – Geometria do bocal Lambda, em polegadas e visão 2D.	45
Figura 13 – Bocal Lambda: (a) Domínio do escoamento e (b) Domínio da estrutura.	45
Figura 14 – Space Shuttle Main Engine (SSME).	46
Figura 15 – Geometria do escoamento do bocal SSME, em metros e visão 2D.	46
Figura 16 – Bocal SSME: (a) Domínio do escoamento e (b) Domínio da estrutura.....	47
Figura 17 – Malha hexaédrica do escoamento do bocal Juno - Vista Isométrica.	49
Figura 18 – Malha tetraédrica da estrutura do bocal Juno.....	50
Figura 19 – Malha hexaédrica do escoamento do bocal Lambda - Vista Isométrica.....	50
Figura 20 – Malha hexaédrica da estrutura do bocal Lambda.....	51
Figura 21 – Malha hexaédrica do escoamento do bocal SSME - Vista Isométrica.	52
Figura 22 – Malha tetraédrica da estrutura do bocal SSME.....	52
Figura 23 – Gráfico da pressão da câmara de combustão do bocal Juno <i>versus</i> tempo.....	53
Figura 24 – Gráfico da pressão da câmara de combustão do bocal Lambda <i>versus</i> tempo.	55
Figura 25 – Número de Mach - bocal Juno.	58
Figura 26 – Número de Mach - bocal Lambda.....	58
Figura 27 – Número de Mach - bocal SSME.	59
Figura 28 – Número de Mach medido na linha média do bocal Juno.	59

Figura 29 – Linhas de temperatura (esquerda) e pressão (direita) estática e de estagnação na linha média do bocal Juno.	60
Figura 30 – Número de Mach medido na linha média dos bocais Lambda (esquerda) e SSME (direita).	61
Figura 31 – Linhas de pressão estática e de estagnação na linha média dos bocais Lambda (esquerda) e SSME (direita).	61
Figura 32 – Linhas de temperatura estática e de estagnação na linha média dos bocais Lambda (esquerda) e SSME (direita).	62
Figura 33 – Deformações na estrutura do bocal Juno.	62
Figura 34 – Deformações na estrutura do bocal Lambda.	63
Figura 35 – Deformações na estrutura do bocal SSME.....	63
Figura 36 – Tensões na estrutura do bocal Juno.....	64
Figura 37 – Tensões na estrutura do bocal Lambda.	65
Figura 38 – Tensões na estrutura do bocal SSME.....	65
Figura 39 – Número de Mach para a nova geometria do bocal Lambda.....	66
Figura 40 – Número de Mach para a nova geometria do bocal SSME.	67

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Números de nós e elementos dos domínios analisados.	48
Tabela 2 – Elementos de qualidade de malha para os três bocais.	48
Tabela 3 – Propriedades físicas do material das estruturas dos bacas Juno e Lambda.	57
Tabela 4 – Propriedades físicas do material da estrutura do bocal SSME.	57
Tabela 5 – Deformações e tensões dos bocais Juno, Lambda e SSME.....	66

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

CFD – Computacional Fluid Dynamics

CSM – Computational Solid Mechanics

DNS – Direct Numerical Simulations

FEA – Finite Element Analysis

FSI – Fluid-Structure Interaction

FVM – Fluid Volume Mechanics

LES – Large-Eddy Simulations

MCC – Main Combustion Chamber

RANS – Reynolds-Averaged Navier-Stokes

SSME – Space Shuttle Main Engine

LISTA DE SÍMBOLOS

A	Área da seção transversal de exaustão [m ²]
A_t	Área da seção transversal da garganta [m ²]
A_1	Área transversal da seção 1 [m ²]
A_2	Área transversal da seção 2 [m ²]
a	Velocidade do som no meio de estudo [m/s]
a_t	Velocidade do som na área da garganta [m/s]
B_x	Forças de corpo na direção x
B_y	Forças de corpo na direção y
B_z	Forças de corpo na direção z
C_F	Coefficiente de empuxo
c_p	Calor específico a pressão constante [J/kg·K]
c_v	Calor específico a volume constante [J/kg·K]
$C_{\epsilon 1}$	Constante do modelo de turbulência $k - \epsilon$
$C_{\epsilon 2}$	Constante do modelo de turbulência $k - \epsilon$
C_μ	Constante do modelo de turbulência $k - \epsilon$
$C_{\epsilon\mu}$	Constante do modelo de turbulência $k - \epsilon$
dt	Parcela diferencial de tempo [s]
$d\tau$	Diferencial da variável integradora de tempo [s]
D	Matriz de propriedades do material
e	Energia específica [J/kg]
E	Módulo de elasticidade [Pa]
F	Empuxo [N]
f	Variável na qual será aplicada a média de Reynolds
$\langle f \rangle$	Média da variável f
f_x	Força aplicada na direção x [N]
f_y	Força aplicada na direção y [N]
f_z	Força aplicada na direção z [N]
g	Aceleração da gravidade [m/s ²]

G	Módulo de cisalhamento [Pa]
h	Entalpia local [J/kg]
h_0	Entalpia de estagnação [J/kg]
h_1	Entalpia local da seção 1 [J/kg]
$h_{0,1}$	Entalpia de estagnação da seção 1 [J/kg]
h_2	Entalpia local da seção 2 [J/kg]
$h_{0,2}$	Entalpia de estagnação da seção 2 [J/kg]
I	Impulso do foguete [N·s]
I_{sp}	Impulso específico do foguete [N]
k	Energia cinética turbulenta [J/kg]
l	Comprimento de representação da macroescala de turbulência
L	Matriz de operadores de derivada
\dot{m}	Vazão mássica de gases [kg/s]
m_0	Massa do foguete no momento da ignição [kg]
m	Massa final do foguete [kg]
M	Número de Mach
M_t	Número de Mach na área da garganta
\mathcal{M}	Massa molecular da mistura dos gases de fluido de trabalho [u]
p	Pressão local [Pa]
p_1	Pressão local na seção 1 [Pa]
p_2	Pressão local na seção 2 [Pa]
p_0	Pressão de estagnação [Pa]
$p_{0,1}$	Pressão de estagnação na seção 1 [Pa]
$p_{0,2}$	Pressão de estagnação na seção 2 [Pa]
\bar{p}	Componente médio de pressão [Pa]
p'	Componente flutuante de pressão [Pa]
Q	Calor [J]
q_j	Vetor fluxo de calor
R'	Constante universal dos gases [J/kg·mol·K]
R	Constante específica dos gases presentes no fluido de trabalho [J/kg·K]

S_{kk}	Tensor da variação da componente na direção k de u , em relação à componente na direção k de x
S_{ij}	Tensor de taxa de deformação
T	Temperatura local [K]
T_1	Temperatura local da seção 1 [K]
T_2	Temperatura local da seção 2 [K]
T_0	Temperatura de estagnação [K]
T_{01}	Temperatura de estagnação da seção 1 [K]
T_{02}	Temperatura de estagnação da seção 2 [K]
T'	Intervalo de tempo [s]
t	Tempo [s]
t_{ij}	Tensor tensão viscoso
u_i	Componente de velocidade na direção i [m/s]
u_j	Componente de velocidade na direção j [m/s]
u_k	Componente de velocidade na direção k [m/s]
\bar{u}_i	Componente médio de velocidade na direção i [m/s]
\bar{u}_j	Componente médio de velocidade na direção j [m/s]
u'_i	Componente flutuante de velocidade na direção i [m/s]
u'_j	Componente flutuante de velocidade na direção j [m/s]
$\overline{u'_i}$	Média da componente flutuante de velocidade na direção i [m/s]
$\overline{u'_j}$	Média da componente flutuante de velocidade na direção j [m/s]
u	Deformação na direção x
u_T	Velocidade de fricção
v_e	Velocidade de escape efetiva [m/s]
v	Velocidade local do escoamento [m/s]
v_t	Velocidade local do escoamento na área da garganta [m/s]
V_1	Volume dos gases presentes no fluido de trabalho na seção 1 [m ³]
v_e	Velocidade de escape efetiva [m/s]
ν_T	Viscosidade cinética turbulenta
v	Deformação na direção y
w	Deformação na direção z

x_i	Coordenada na direção i
x_j	Coordenada na direção j
x_k	Coordenada na direção k
y^+	Parâmetro de distância adimensional relacionado à resolução da malha de simulação próxima à parede da superfície
y	Distância mais próxima da parede
α	Difusividade térmica [m ² /s]
α	Meio ângulo da secção divergente de bocal formato cone. [°]
γ	Relação de calores específicos
γ_{xy}	Deformação de cisalhamento no plano xy
γ_{yz}	Deformação de cisalhamento no plano yz
γ_{xz}	Deformação de cisalhamento no plano xz
δ_{ij}	Delta de Kronecker
δ	Vetor de deslocamento
ϵ	Razão de expansão da área do bocal
ϵ_x	Deformação na direção x
ϵ_y	Deformação na direção y
ϵ_z	Deformação na direção z
ϵ	Taxa de dissipação no modelo de turbulência
κ	Condutividade térmica [W/(m·K)]
μ	Viscosidade [m ² /s]
ν	Coefficiente de Poisson
ρ	Massa específica [kg/m ³]
σ_k	Número de Prandtl para Taxa de Dissipação Turbulenta
σ_ϵ	Número de Prandtl para Energia Cinética Turbulenta
σ_x	Tensão normal na direção x [Pa]
σ_y	Tensão normal na direção y [Pa]
σ_z	Tensão normal na direção z [Pa]
τ	Variável integradora de tempo [s]
τ_{ij}	Tensor tensão de Reynolds
τ_{xy}	Tensão de cisalhamento no plano xy [Pa]

τ_{xz}	Tensão de cisalhamento no plano xz [Pa]
τ_{yx}	Tensão de cisalhamento no plano yx [Pa]
τ_{yz}	Tensão de cisalhamento no plano yz [Pa]
τ_{zx}	Tensão de cisalhamento no plano zx [Pa]
τ_{zy}	Tensão de cisalhamento no plano zy [Pa]
ω	Relação para o modelo de turbulência $k - \omega$

SUMÁRIO

1 INTRODUÇÃO	18
1.1 OBJETIVOS	19
1.1.1 Objetivo Geral	19
1.1.2 Objetivos Específicos.....	19
2 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA.....	20
2.1 EQUAÇÃO DO FOGUETE.....	20
2.2 MOTOR-FOGUETE TÉRMICO	20
2.2.1 A Configuração Básica de Motores-Foguete.....	20
2.2.2 Empuxo.....	22
2.2.3 Coeficiente de empuxo.....	22
2.2.4 Impulso específico.....	22
2.3 CONDIÇÕES DE ANÁLISE PARA O FOGUETE IDEAL	23
2.4 RELAÇÕES TERMODINÂMICAS PARA ESCOAMENTOS EM BOCAIS	24
2.5 ESCOAMENTOS EM BOCAIS E CONDIÇÕES DE GARGANTA	26
2.6 CONFIGURAÇÕES DE BOCAIS DE FOGUETES	27
2.7 MODELOS DE TURBULÊNCIA	29
2.7.1 Equações Governantes	30
2.7.2 Simulação Numérica de escoamentos Turbulentos via Equações de Médias de Reynolds (RANS – Reynolds Averaged Navier-Stokes).....	31
2.7.2.1 Hipótese de Boussinesq	32
2.7.2.1.1 <i>Modelo $k - \epsilon$</i>	33
2.7.3 Tratamento de escoamento turbulento próximo a superfícies – y^+.....	34
2.8 COMPORTAMENTO ESTRUTURAL DE BOCAIS	35
2.8.1 Tensão e Deformação	35
2.8.1.1 Relações de deslocamento-deformação	38
2.8.1.2 Relações de tensão-deformação.....	39

2.9 INTERAÇÃO FLUIDO-ESTRUTURA	40
2.10 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	41
3 METODOLOGIA.....	43
3.1 BOCAIS E SUAS GEOMETRIAS	43
3.2 MALHAS DAS GEOMETRIAS	47
3.2.1 Bocal Juno	49
3.2.2 Bocal Lambda	50
3.2.3 Bocal SSME.....	51
3.3 CONDIÇÕES DE CONTORNO.....	53
3.3.1 Condições de contorno para o bocal Juno.....	53
3.3.2 Condições de contorno para o bocal Lambda.....	54
3.3.3 Condições de contorno para o bocal SSME	56
3.3.4 Materiais das estruturas	57
4 RESULTADOS	58
4.1 VERIFICAÇÃO DO MODELO FLUIDODINÂMICO	58
4.2 DESLOCAMENTOS E TENSÕES ESTRUTURAIS	62
4.3 ANÁLISE PRELIMINAR DE ACOPLAMENTO DE DUAS VIAS	66
5 CONCLUSÕES.....	68
REFERÊNCIAS	69
APÊNDICE A – RESULTADOS DAS DISTRIBUIÇÕES DE PRESSÃO E TEMPERATURA DOS BOCAIS JUNO, LAMBDA E SSME	72

1 INTRODUÇÃO

Sistemas de propulsão aeroespaciais atuais empregam o conceito de geração de impulso mediante a ejeção de massa. Matematicamente, a força gerada (\vec{F}) por essa ejeção é, de forma simplificada, dada por $\vec{F} \propto \dot{m}u_e$, onde \dot{m} representa o fluxo de massa expelido e u_e a velocidade de ejeção da massa. Ou seja, altas velocidades de ejeção de massa elevam o impulso fornecido ao sistema. Um bocal é um subcomponente do motor-foguete e uma extensão da câmara de combustão, onde o gás expande e acelera, com o objetivo de fornecer esta alta velocidade na saída do sistema de propulsão e aumentar o impulso. Um ponto importante é que o bocal e a câmara de combustão são expostos a altas temperaturas e devem, portanto, ser refrigerados para minimizar deformações estruturais consideráveis (SUTTON; BIBLARZ, 2017). A Figura 1 ilustra a tubeira do motor principal do ônibus espacial americano.

Figura 1 – Space Shuttle Endeavour.



Fonte: Página Space Shuttle Endeavour Tail Section¹

Durante a fase de ignição do foguete, o aumento súbito de pressão produzido na câmara de combustão resulta em ondas de compressão que se propagam através da seção divergente produzindo deformações no bocal e alterando o formato original. Isso afeta diretamente o padrão de fluxo e pode originar cargas não simétricas que excitam a estrutura (GARELLI, 2010).

¹Disponível em: <https://www.flickr.com/photos/fastlizard4/8657654408/>. Acesso em: 30 nov. 2018.

A análise do escoamento em bocais é bastante documentada na atualidade, porém a literatura disponível sobre o comportamento estrutural do sistema de propulsão e sua influência no escoamento é escassa.

Assim, a ideia principal ao estudar o comportamento dinâmico e a deformação da estrutura é incluir os fenômenos de acoplamento durante o arranque no foguete por meio de uma análise tridimensional transitória.

Neste trabalho será apresentado, com o auxílio de programas de simulação numérica, um estudo preliminar sobre a modelagem numérica acoplada da interação fluido estrutura (FSI) para bocais de foguetes de diferentes impulsos específicos durante operação em regime permanente. Apesar da partida do motor-foguete ser o momento de maior significância para a interação fluido-estrutura, estudos sobre o assunto, tanto na partida quanto em regime, são ainda insuficientes na literatura. Este trabalho tem como objetivo principal contribuir no estudo preliminar deste fenômeno em motores-foguete de diferentes impulsos específicos e servir como base para trabalhos mais aprofundados futuramente. Os modelos matemáticos são baseados nos método de análise de elementos finitos (FEA – Finite Element Analysis) e na mecânica dos fluidos computacional (CFD – Computational Fluid Dynamics).

1.1 OBJETIVOS

1.1.1 Objetivo Geral

O presente trabalho tem como objetivo geral estabelecer uma análise numérica preliminar do efeito do fluido de trabalho na estrutura de três bocais reais de diferentes impulsos específicos. De acordo com este objetivo geral, os objetivos específicos abaixo são delimitados.

1.1.2 Objetivos Específicos

- Simular o problema fluidodinâmico do escoamento de gases dentro de três bocais convergente-divergente de diferentes impulsos específicos;
- Verificação do modelo fluidodinâmico com dados da literatura;
- Resolver o problema estrutural na geometria dos três bocais de forma desacoplada do problema fluidodinâmico empregando resultados do primeiro como condição de operação em suposto regime permanente.

2 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

2.1 EQUAÇÃO DO FOGUETE

A equação de Tsiolkovski (FORTESCUE; SWINERD; STARK, 2011) mostra que para acelerar um veículo espacial mediante a ejeção de massa, é necessário que a carga produzida pelo propelente aumente exponencialmente com o aumento da velocidade. A expressão é dada por:

$$V = v_e \log_e \frac{m_0}{m} \quad (1)$$

Esta depende do logaritmo natural da proporção da massa inicial para a atual, isto é, sobre quanto de propelente foi queimado. Considerando m_0 como a massa do foguete na ignição, ou seja, a massa inicial e m como a massa atual ou final do foguete. O outro parâmetro da equação é a velocidade de escape efetiva v_e . A velocidade aumenta com o tempo a medida que o propelente é queimado. Certamente, uma alta velocidade de escape produz uma alta velocidade do foguete, então, todo o esforço do projeto de foguetes deve ser voltado para o aumento da velocidade de escape.

2.2 MOTOR-FOGUETE TÉRMICO

O motor-foguete térmico é a base da maioria dos veículos lançadores e sistemas de propulsão aeroespacial. Este tipo de motor-foguete é um motor térmico que converte energia térmica, gerada pela queima de propelentes – combustível e oxidante, na câmara de combustão – em energia cinética dos gases de escape emergentes. A quantidade de movimento exercida pelos gases de escapes gera o empuxo, que acelera o foguete (TURNER, 2006).

2.2.1 A Configuração Básica de Motores-Foguete

Um motor-foguete com propelente líquido - ilustrado na Figura 2- consiste em uma câmara de combustão na qual o combustível e oxidante são bombeados para serem misturados

e o bocal convergente-divergente que converte gases quentes com alta pressão, produzidos pela combustão, em escoamento com altas velocidade de escape (TURNER, 2006).

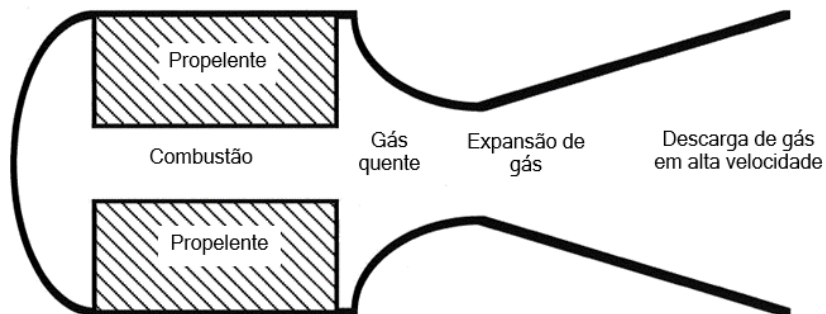
Figura 2 – Motor-foguete a propulsão líquida.



Fonte: Adaptado de Turner (2006, p. 36).

Um motor-foguete com propelente sólido - ilustrado na Figura 3 - tem o mesmo funcionamento, exceto que o combustível e oxidante são pré-misturados na forma de sólido e são armazenados dentro da câmara de combustão. A combustão se inicia dentro câmara, sendo utilizado um ignitor para a queima. O bocal convergente-divergente possui a mesma forma tanto em um motor-foguete de propulsão sólida quanto em um de propulsão líquida e os princípios de operação são os mesmos (TURNER, 2006).

Figura 3 – Motor-foguete a propulsão sólida.



Fonte: Adaptado de Turner (2006, p. 36).

A maioria das espaçonaves e veículos lançadores espaciais utiliza motores a propelente líquido para a propulsão principal devido ao seu melhor desempenho. Propelentes líquidos são usados como sistemas de propulsão primária e secundária. Alguns veículos usam motores de

foguete a propelente sólido para estágios de reforço e alguns para injeção em órbita (SUTTON; BIBLARZ, 2017).

2.2.2 Empuxo

Empuxo é a força exercida pelo sistema de propulsão do foguete sobre o veículo, ou seja, é a reação da estrutura do veículo à ejeção de matéria a altas velocidades (SUTTON; BIBLARZ, 2017). Considerando a vazão mássica de gases \dot{m} sendo expelidos a uma velocidade de escape efetiva v_e , pode-se representá-lo por (TIPLER; MOSCA, 2009):

$$F = \dot{m}v_e \quad (2)$$

2.2.3 Coeficiente de empuxo

O coeficiente de empuxo é um parâmetro adimensional usado para verificar o desempenho do bocal. É a relação entre o empuxo F e o produto entre a pressão de estagnação p_0 e a área da garganta A_t :

$$C_F = \frac{F}{p_0 A_t} \quad (3)$$

2.2.4 Impulso específico

Impulso ou impulso total é o termo usado para descrever o efeito de uma força aplicada por um tempo muito curto a um objeto. O produto Fdt é igual ao impulso dado ao objeto (TURNER, 2006).

O impulso específico é definido como o impulso dado ao foguete pela unidade de peso do propelente:

$$I = Fdt = \dot{m}v_e dt \quad (4)$$

$$I_{sp} = \frac{F dt}{\dot{m}g} = \frac{\dot{m}v_e dt}{\dot{m}g} = \frac{v_e}{g} \quad (5)$$

onde \dot{m} é a taxa de fluxo de massa ou vazão mássica, g é a aceleração da gravidade padrão ao nível do mar ($9,8066 \text{ m/s}^2$ ou $32,174 \text{ ft/s}^2$).

O impulso específico é proporcional à velocidade de escape e é uma medida direta da eficiência do propelente do foguete. A equação relativa ao impulso específico da velocidade de exaustão é:

$$v_e = \frac{F}{\dot{m}} = gI_{sp} \quad (6)$$

É conveniente expressar o coeficiente de empuxo em termos do impulso específico:

$$C_F = \frac{\dot{m}gI_{sp}}{p_0A_t} \quad (7)$$

2.3 CONDIÇÕES DE ANÁLISE PARA O FOGUETE IDEAL

Brown (1996) descreve o que seria um escoamento idealizado em um motor de foguete de modo a usar as relações termodinâmicas para definir parâmetros de desempenho. As considerações para obtenção do desempenho teórico são (BROWN, 1996; SUTTON; BIBLARZ, 2010):

- I. Gases de exaustão homogêneos;
- II. As espécies do fluido de trabalho são gases. Não são consideradas as fases condensadas, sejam líquidas ou sólidas;
- III. Gases de exaustão seguem as leis do gás perfeito;
- IV. Não há fricção nas paredes do bocal e não há camada limite;
- V. Não há transferência de calor pelas paredes do bocal (escoamento adiabático);
- VI. O escoamento é permanente e constante. A expansão do fluido de trabalho é uniforme e permanente, sem vibração. Os efeitos transientes (partida e desligamento) são de curta duração e podem ser negligenciados;
- VII. Gases saem do bocal na direção axial;
- VIII. A velocidade, pressão, temperatura e massa específica dos gases são uniformes em qualquer seção normal ao eixo axial;
- IX. Não há ondas de choque ou descontinuidades no escoamento; e
- X. O equilíbrio químico se estabelece dentro da câmara e a composição dos gases não muda ao longo do escoamento (escoamento congelado).

Estas hipóteses são comumente empregadas em análises preliminares de escoamento em motores-foguete. Neste trabalho, apenas as hipóteses I, II, III, V, VI e X são empregadas para a resolução do escoamento dentro do bocal.

2.4 RELAÇÕES TERMODINÂMICAS PARA ESCOAMENTOS EM BOCAIS

Segundo Sutton e Biblarz (2010), o princípio da conservação da energia pode ser facilmente aplicado ao escoamento no bocal admitindo processos adiabáticos, sem trabalho de eixo e com ausência de choques ou atrito, resultando em processos no qual a mudança de entropia do fluxo é zero.

A entalpia total, para gases ideais, pode ser convenientemente expressa como o produto do calor específico c_p vezes a temperatura absoluta T (c_p é o calor específico a pressão constante, definido como a derivada parcial da entalpia em relação à temperatura a pressão constante). Sob estas suposições, a entalpia total ou de estagnação por unidade de massa h_0 permanece constante nos escoamentos dos bocais em regime permanente, ou seja,

$$h_0 = h + \frac{v^2}{2} = \text{constante} \quad (8)$$

onde h representa a entalpia ou energia térmica local e v a velocidade local do escoamento.

A conservação de energia aplicada a escoamentos isentrópicos entre duas seções diferentes, denotadas pelos números 1 e 2 é caracterizada na seguinte relação:

$$h_1 - h_2 = c_p(T_1 - T_2) \quad (9)$$

onde T_1 é a temperatura local da seção 1, T_2 é a temperatura local da seção 2.

A lei dos gases perfeitos em uma dada seção do escoamento é:

$$p_1 v_1 = RT_1 \quad (10)$$

onde p_1 é a pressão estática local da seção 1, v_1 é o volume específico e R é a constante específica dos gases presentes no fluido de trabalho. A constante específica dos gases R é definida pela constante universal dos gases R' (8314,3 J/kg-mol-K ou 1544 ft-lbf/lb-mol-°R) dividida pela massa molecular \mathcal{M} da mistura dos gases de fluido de trabalho.

O calor específico a pressão constante c_p , o calor específico em volume constante c_v e sua relação γ são constantes para gases perfeitos em uma ampla faixa de temperaturas e estão relacionados da seguinte forma:

$$\gamma = c_p/c_v \quad (11-a)$$

$$c_p - c_v = R \quad (11-b)$$

$$c_p = \gamma R/(\gamma - 1) \quad (11-c)$$

Para qualquer processo isentrópico, as relações anteriores podem ser utilizadas para estabelecer uma relação de temperatura para as duas seções, como segue:

$$\frac{T_1}{T_2} = \left(\frac{p_1}{p_2}\right)^{(\gamma-1)/\gamma} = \left(\frac{v_2}{v_1}\right)^{\gamma-1} \quad (12)$$

A velocidade do som a , também conhecida como a velocidade acústica em gases perfeitos, é independente da pressão e varia com a temperatura, definida conforme a seguinte relação:

$$a = \sqrt{\gamma RT} \quad (13)$$

onde R é a constante dos gases e γ é a relação 11-a.

O número de Mach é um parâmetro adimensional do escoamento e é usado para definir localmente razão entre a velocidade de escoamento v e a velocidade do som local a :

$$M = v/a = v/\sqrt{\gamma RT} \quad (14)$$

Números de Mach menores que 1 representam escoamento subsônico, iguais a 1 (escoamento na velocidade do som) configuram escoamento sônico e maiores que 1 caracterizam escoamento supersônico. O número de Mach na garganta de bocal convergente-divergente unidimensional deve ser necessariamente igual a 1. Relações entre o número de Mach e temperaturas e pressões de estagnação são regularmente utilizadas para descrever o comportamento do escoamento isentrópico em bocal adiabático, como segue:

$$T_0 = T \left[1 + \frac{1}{2}(\gamma - 1)M^2 \right] \quad (15)$$

$$p_0 = p \left[1 + \frac{1}{2}(\gamma - 1)M^2 \right]^{(\gamma-1)/\gamma} \quad (16)$$

A razão das áreas do bocal, em seções arbitrárias do mesmo, para escoamento isentrópico pode ser expressa em função do número de Mach, pela relação:

$$\frac{A_2}{A_1} = \frac{M_1}{M_2} \sqrt{\frac{\left\{ 1 + [(\gamma - 1)/2]M_2^2 \right\}^{(\gamma+1)/(\gamma-1)}}{\left\{ 1 + [(\gamma - 1)/2]M_1^2 \right\}}} \quad (17)$$

2.5 ESCOAMENTOS EM BOCAIS E CONDIÇÕES DE GARGANTA

Bocais supersônicos (geralmente chamados bocais De Laval) sempre consistem em uma seção convergente levando a uma área mínima seguida de uma seção divergente.

A área da seção transversal mínima do bocal é comumente chamada de área da garganta A_t . A relação entre a área de saída do bocal A_2 e a área da garganta A_t é chamada de razão de expansão da área do bocal e pode ser expressa pela letra grega ε . Este é um importante parâmetro em projetos:

$$\varepsilon = A_2/A_t \quad (18)$$

A garganta é a única seção do bocal onde a velocidade do fluxo é também a velocidade sônica local ($a_t = v_t$ porque $M_t = 1$). O fluxo de entrada vindo da câmara de combustão é subsônico e a jusante da garganta do bocal é supersônico. A porção divergente do bocal fornece redução da pressão e aumenta a velocidade sob condições supersônicas.

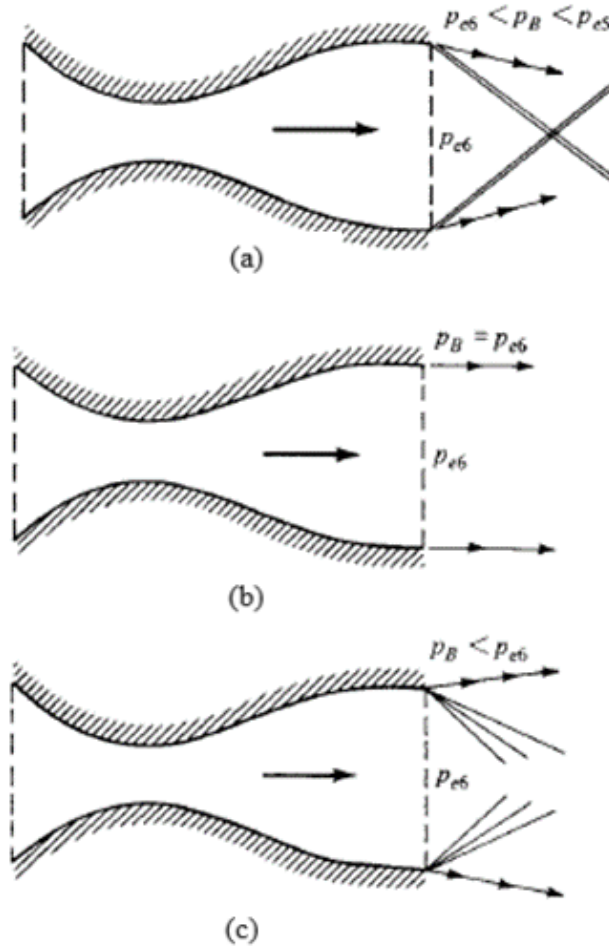
Um bocal subexpandido descarrega os gases a uma pressão de saída maior que a pressão externa atmosférica porque sua área de saída é muito pequena para uma expansão ideal. A expansão de gás é, portanto, incompleta dentro do bocal e uma expansão adicional ocorrerá fora da saída do bocal.

Em um bocal superexpandido, o gás sai a uma pressão menor que a pressão externa da atmosfera, pois tem uma área de descarga muito grande para o ideal (SUTTON; BIBLARZ, 2017). Ou seja, a expansão do bocal foi ampliada consideravelmente, e o escoamento deve passar por choques oblíquos para voltar à pressão mais alta (ANDERSON, 2011).

Quando a pressão de saída e a pressão externa apresentam valores iguais ou próximos, o escoamento escapa suavemente para o ambiente sem passar por nenhuma onda de choque.

A Figura 4 apresenta um típico bocal supersônico com as relações de pressão da saída e pressão ambiente

Figura 4 – Escoamento de bocal supersônico com ondas na saída: (a) bocal superexpandido, (b) expansão isentrópica para a pressão de retorno igual à pressão de saída, (c) bocal subexpandido.



Fonte: Adaptado de Anderson (2011, p. 689).

2.6 CONFIGURAÇÕES DE BOCAIS DE FOGUETES

Bocais de foguetes são, em sua maioria, bocais com seção convergente-divergente, como ilustrado na Figura 5, usados para geração de empuxo.

2.7 MODELOS DE TURBULÊNCIA

Segundo Piomelli (2001), soluções analíticas ou numéricas de problemas de escoamento turbulento podem ser alcançadas usando vários níveis de aproximação, produzindo descrições mais ou menos detalhadas do estado e características do escoamento.

O método empregado neste trabalho envolve o uso de médias de Reynolds. A concepção deste método é definida como a média de uma quantidade f em um intervalo de tempo suficientemente maior do que todas as escalas de tempo de escoamentos turbulentos, sendo definida como

$$\langle f \rangle = \frac{1}{T} \int_t^{t+T} f(\tau) d\tau \quad (19)$$

onde T é um intervalo de tempo muito maior do que todas as escalas de tempo de escoamentos turbulentos. A operação de média definida anteriormente permite uma decomposição de qualquer quantidade inteira em sua parte média, $\langle f \rangle$, e uma parte flutuante, $f - \langle f \rangle$. Se a operação de cálculo da média, equação (19), é aplicada às equações de movimento, obtém-se as bem conhecidas equações de Navier-Stokes com médias de Reynolds, do inglês *Reynolds-averaged Navier-Stokes equations* (RANS), que descrevem a evolução das grandezas médias. O efeito de flutuações turbulentas aparece em um termo de tensão de Reynolds que deve ser modelado para fechar o sistema. Uma ampla gama de modelos para as tensões de Reynolds está disponível, desde modelos simples, algébricos, até modelos mais complexos.

Outro método possível é a simulação numérica direta da turbulência, do inglês *direct numerical simulations* (DNS) de turbulência. Esta é a abordagem mais direta para a solução de escoamentos turbulentos. Neste método, as equações governantes são discretizadas diretamente e resolvidas numericamente. Se a malha é suficiente para resolver as menores escalas de movimento, pode-se obter uma solução tridimensional precisa, dependente do tempo, das equações governantes completamente livres de hipóteses de modelagem, e na qual os únicos erros são aqueles introduzidos pela aproximação numérica. O método DNS torna possível calcular e visualizar qualquer quantidade de interesse, incluindo algumas que são difíceis ou impossíveis de medir experimentalmente, e estudar as relações espaciais entre as variáveis do escoamento, para obter informações sobre a cinemática detalhada e dinâmica de turbulência. DNS tem algumas limitações. O método tende a ter pouca flexibilidade em lidar com geometrias complexas e condições de contorno gerais. Por essas razões, o DNS tem sido

amplamente limitado a geometrias simples em números baixos da Reynolds, e logo, em poucas aplicações em problemas de engenharia. As equações de Navier-Stokes tridimensionais e transientes são resolvidas sem modelagem, em malhas bastante refinadas com passos de tempo bem pequenos, a fim de capturar toda a gama de escalas turbulentas.

Por último, as simulações de grandes escalas, do inglês *large-eddy simulations* (LES), são técnicas intermediárias entre a simulação direta de turbulência e a solução das equações de Reynolds. No método LES, a contribuição do transporte de energia de grandes estruturas para a quantidade de movimento e transferência de energia é computada, e somente o efeito das menores escalas de turbulência é modelado. Como as pequenas escalas tendem a ser mais homogêneas e universais e menos afetadas pelas condições de contorno do que as grandes escalas, sua modelagem é mais simples e exige menos ajustes quando aplicada a diferentes escoamentos em comparação com modelagem semelhante para as equações RANS. LES são similares ao DNS, na medida em que fornecem uma solução tridimensional e dependente do tempo para as Equações de Navier-Stokes. Assim sendo, esses ainda exigem malhas bastante finas (Piomelli, 2001).

Conforme comentando antes, devido a capacidade computacional disponível para este estudo, o método RANS foi empregado e as equações utilizadas são apresentadas na sequência.

2.7.1 Equações Governantes

Para um fluido Newtoniano compressível e na ausência de forças de corpo, a conservação de massa, de quantidade de movimento linear e de energia são descritas, respectivamente, pelas seguintes relações (Piomelli, 2001):

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i) = 0 \quad (20)$$

$$\frac{\partial \rho u_i}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_i u_j) = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial t_{ij}}{\partial x_j} \quad (21)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} \left[\rho \left(e + \frac{1}{2} u_i u_i \right) \right] + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\rho u_j \left(h + \frac{1}{2} u_i u_i \right) \right] (u_j e) = \frac{\partial (t_{ij} u_j)}{\partial x_j} - \frac{\partial q_j}{\partial x_j} \quad (22)$$

onde ρ é a densidade de fluido, u_i é a velocidade (utilizando notação de Einstein ou convenção de soma de Einstein), p é pressão, e é a energia interna específica, $h = e + p/\rho$ é entalpia específica, t_{ij} é o tensor tensão viscoso, q_j é o vetor de fluxo de calor, μ é viscosidade dinâmica

do mesmo, $e = c_v T + \rho u_i u_i / 2$ sendo o total de energia por unidade de volume, c_v é o calor específico a volume constante, T é a temperatura, $\partial Q / \partial t$ é a geração de calor por unidade de volume, $\kappa = \alpha \cdot \rho c_p$ é a condutividade térmica, c_p é o calor específico a pressão constante, α é a difusividade térmica, δ_{ij} é o delta de Kronecker, $S_{kk} = \partial u_k / \partial x_k$ e S_{ij} é o tensor de taxa de deformação dado pela equação:

$$S_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \quad (23)$$

Para gases, a lei de gases ideais clássica é

$$p = \rho R T = (\gamma - 1) \rho e \quad (24)$$

Para escoamento compressível, t_{ij} é dado por:

$$t_{ij} = 2\mu \left(S_{ij} - \frac{1}{3} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \right) \quad (25)$$

O fluxo de calor condutivo q_j é definido como:

$$q_j = -\kappa \frac{\partial T}{\partial x_j} \quad (26)$$

onde κ é a condutividade térmica.

2.7.2 Simulação Numérica de Escoamentos Turbulentos via Equações de Médias de Reynolds (RANS – Reynolds Averaged Navier-Stokes)

O método RANS enfoca no fluxo médio e os efeitos da turbulência nas propriedades médias do fluxo. Termos extras aparecem nas equações RANS devido às interações entre várias flutuações de turbulência. Esses termos extras são modelados com modelos clássicos de turbulência: entre os mais conhecidos estão o modelo $k - \epsilon$ e o modelo $k - \omega$.

A derivação das equações RANS é configurada a partir da decomposição de Reynolds nas equações instantâneas de Navier-Stokes. A decomposição de Reynolds refere-se à separação das componentes turbulentas de uma determinada propriedade em um componente médio e um componente flutuante. Para as componentes de velocidade e pressão, tem-se:

$$u_i = \bar{u}_i + u'_i \quad (27)$$

$$p = \bar{p} + p' \quad (28)$$

onde os termos indicados com barra são valores médios, calculados pela equação (21), e os termos com sobrescrito linha indicam flutuação instantânea em torno da média. As médias das flutuações são nulas, portanto, $\overline{u'_i} = 0$ e $\overline{p'} = 0$. Em fluidos compressíveis, as variações de densidade devido a variações de pressão podem ser significativas e, conseqüentemente, elas entram nas equações de conservação ao considerar suas formas médias. Neste caso, é conveniente usar as relações de média, introduzidas por Asproulis (2014, apud Favre, 1965). A média de Favre de uma variável, \tilde{f} , é definida como $\bar{\rho}\tilde{f} = \overline{\rho f}$ e o valor instantâneo de sua decomposição como $f = \tilde{f} + f''$ (duas linhas denotam a parte flutuante com relação à média de Favre). As equações médias de conservação médias de Favre e a equação de energia cinética turbulenta na forma descrita em Asproulis (2014, apud Huang et al., 1995) são:

$$\frac{\partial \bar{\rho}}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i}(\bar{\rho}\tilde{u}_i) = 0 \quad (29)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\bar{\rho}\tilde{u}_i) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\bar{\rho}\tilde{u}_i\tilde{u}_j) = -\frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\bar{t}_{ij} - \overline{\rho u''_i u''_j}) \quad (30)$$

O tensor tensão de Reynolds $\overline{\rho u''_i u''_j}$ é modelado pela generalização da hipótese de Boussinesq, apresentada na seção 2.7.2.1, para escoamentos compressíveis (ASPROULIS, 2014). Para encontrar a solução para o sistema de equações, é necessário encontrar equações para resolver os termos adicionais. Algumas abordagens (modelos de turbulência) estão descritas nas seções seguintes para resolver as equações RANS.

2.7.2.1 Hipótese de Boussinesq

A hipótese de Boussinesq relaciona o tensor tensões de Reynolds com os gradientes médios de velocidade. Sendo assim:

$$-\overline{u'_i u'_j} = 2\nu_T S_{ij} - \frac{2}{3}k\delta_{ij} \quad (31)$$

onde a energia cinética de turbulência, k , é definida como:

$$k = \frac{1}{2} \overline{u'_i u'_i} \quad (32)$$

e ν_T é a viscosidade cinética turbulenta assumida como uma grandeza escalar isotrópica aproximada.

A utilização da hipótese de Boussinesq simplifica significativamente o problema de fechamento do sistema de equações, porque ao invés de introduzir seis equações adicionais para cada um dos componentes do tensor de Reynolds, basta introduzir uma equação para a viscosidade cinética turbulenta.

2.7.2.1.1 Modelo $k - \varepsilon$

O modelo padrão $k - \varepsilon$ é uma solução semi-empírica para o método RANS baseada no modelo de equações de transporte para a energia cinética de turbulência, k , e sua taxa de dissipação, ε . Na derivação do modelo $k - \varepsilon$, assumiu-se que o fluxo é totalmente turbulento e os efeitos da viscosidade molecular são insignificantes.

Este modelo foi modificado ao longo dos anos. Os termos de produção foram adicionados às equações $k - \varepsilon$, que melhoraram a precisão do modelo para prever fluxos de cisalhamento livres. É um modelo de duas equações, ou seja, inclui duas equações de transporte extras para representar as propriedades turbulentas do fluxo. Isso permite que um modelo de duas equações explique os efeitos da história, como a convecção e a difusão de energia turbulenta. A seguinte versão do modelo $k - \varepsilon$ é apresentada:

- Viscosidade cinética turbulenta

$$\nu_T = C_\mu k^2 / \varepsilon \quad (33)$$

- Energia cinética de turbulência

$$\frac{\partial k}{\partial t} + \bar{u}_j \frac{\partial k}{\partial x_j} = \tau_{ij} \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} - \varepsilon + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\nu + \nu_T / \sigma_k) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] \quad (34)$$

- Taxa específica de dissipação

$$\frac{\partial \varepsilon}{\partial t} + \bar{u}_j \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} = C_{\varepsilon 1} \frac{\varepsilon}{k} \tau_{ij} \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} - C_{\varepsilon 2} \frac{\varepsilon^2}{k} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\nu + \nu_T / \sigma_\varepsilon) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] \quad (35)$$

- Coeficientes e relações

$$C_{\varepsilon 1} = 1,44, \quad C_{\varepsilon 2} = 1,92, \quad C_{\varepsilon \mu} = 0,09, \quad \sigma_k = 1,0, \quad \sigma_\varepsilon = 1,3 \quad (36)$$

Este modelo $k - \varepsilon$ padrão apresentado foi empregado para os três bocais.

2.7.3 Tratamento de escoamento turbulento próximo a superfícies – y^+

Segundo Salim e Cheah (2009), y^+ é uma distância adimensional utilizada em CFD para descrever o quanto a malha é fina ou grosseira para um escoamento próximo de uma superfície. É a razão entre as influências turbulenta e laminar nas células das superfícies. A definição matemática de y^+ é:

$$y^+ = \frac{y u_T}{\nu_T} \quad (37)$$

onde y é a distância mais próxima da parede, u_T é a velocidade de fricção.

As regiões próximas da parede têm gradientes maiores nas variáveis da solução, e a quantidade de movimento e outros transportes escalares ocorrem com mais vigor

Subdivisões da região próxima a parede (SALIM, ARIFF, e CHEAH, 2009):

- Subcamada viscosa ($y^+ < 5$)
- *Buffer layer* ou *blending region* ($5 < y^+ < 30$)
- Completamente turbulento ou *log-low region* ($y^+ < 30$ a 60)

Muito perto da parede, o amortecimento viscoso reduz as flutuações da velocidade tangencial, enquanto o bloqueio cinemático reduz as flutuações normais. Para a parte externa da região da parede próxima, no entanto, a turbulência é rapidamente aumentada pela produção de energia cinética turbulenta devido aos grandes gradientes em velocidade média.

A apresentação precisa do fluxo na região da parede próxima determina a previsão bem-sucedida de fluxos turbulentos limitados pela parede. Valores de y^+ próximos ao limite inferior ($y^+ \approx 30$) são mais desejáveis para funções de parede, enquanto $y^+ \approx 1$ são mais desejáveis para modelagem próxima a paredes (*near-wall modeling*).

O modelo de turbulência $k - \varepsilon$ aqui empregado deve utilizar alguma lei de parede baseada no y^+ . Neste caso específico, o tratamento aprimorado da parede (*Enhanced Wall Treatment*) foi aplicado, no qual necessita um y^+ de aproximadamente 1 na parede.

2.8 COMPORTAMENTO ESTRUTURAL DE BOCAIS

A seção de forma convergente, localizada entre a câmara e a garganta, não afeta significativamente o desempenho do bocal. Seu fluxo subsônico pode ser facilmente escoado com quedas de baixa pressão, e quase qualquer raio, ângulo de cone, curva de contorno da parede ou formato de entrada do bico é satisfatório. O próprio contorno da garganta também não é muito crítico para o desempenho, e qualquer forma curva suave é geralmente aceitável. Como os gradientes de pressão são altos nessas duas regiões, o fluxo sempre irá aderir às paredes. As principais diferenças nas configurações dos bocais são encontradas na seção de forma divergente onde o escoamento é supersônico (SUTTON; BIBLARZ, 2017).

Segundo Sutton e Biblarz (2017), em geral, as superfícies internas da parede em todo o bocal devem ser lisas e reflexivas para minimizar o atrito, a absorção de radiação e a transferência de calor por convecção. Lacunas, furos, bordas afiadas e protuberâncias devem ser evitados.

2.8.1 Tensão e Deformação

O entendimento das propriedades físicas de tensão e deformação é importante para aplicar métodos de análise estrutural.

Tensão é uma força distribuída em uma superfície externa ou interna de um corpo. Outros tipos de distribuições de forças em áreas relativas podem ocorrer em um líquido ou sólido, como: forças normais, que são de tração ou de compressão, e forças de cisalhamento, que podem ser por fricção ou deslizamento (YOUNG e BUDYNAS, 2002).

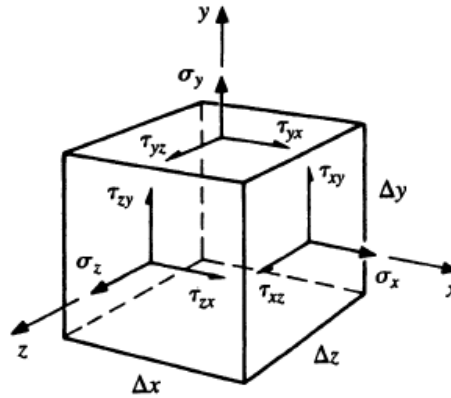
Para a resolução do problema mecânico-estrutural são aplicadas as equações de equilíbrio de forças e de momento, a lei de Hooke e as equações de deslocamento e deformação. Ainda, são assumidas as seguintes hipóteses:

- a. Pequenos deslocamentos;
- b. Meio contínuo;
- c. Material isotrópico e homogêneo;

- d. Equilíbrio
- e. Considerando apenas a deformação elástica linear do material

As tensões atuantes em um elemento infinitesimal linear tridimensional estão representadas na Figura 7.

Figura 7 – Tensões em três superfícies ortogonais.



Fonte: Young e Budynas (2002, p. 13).

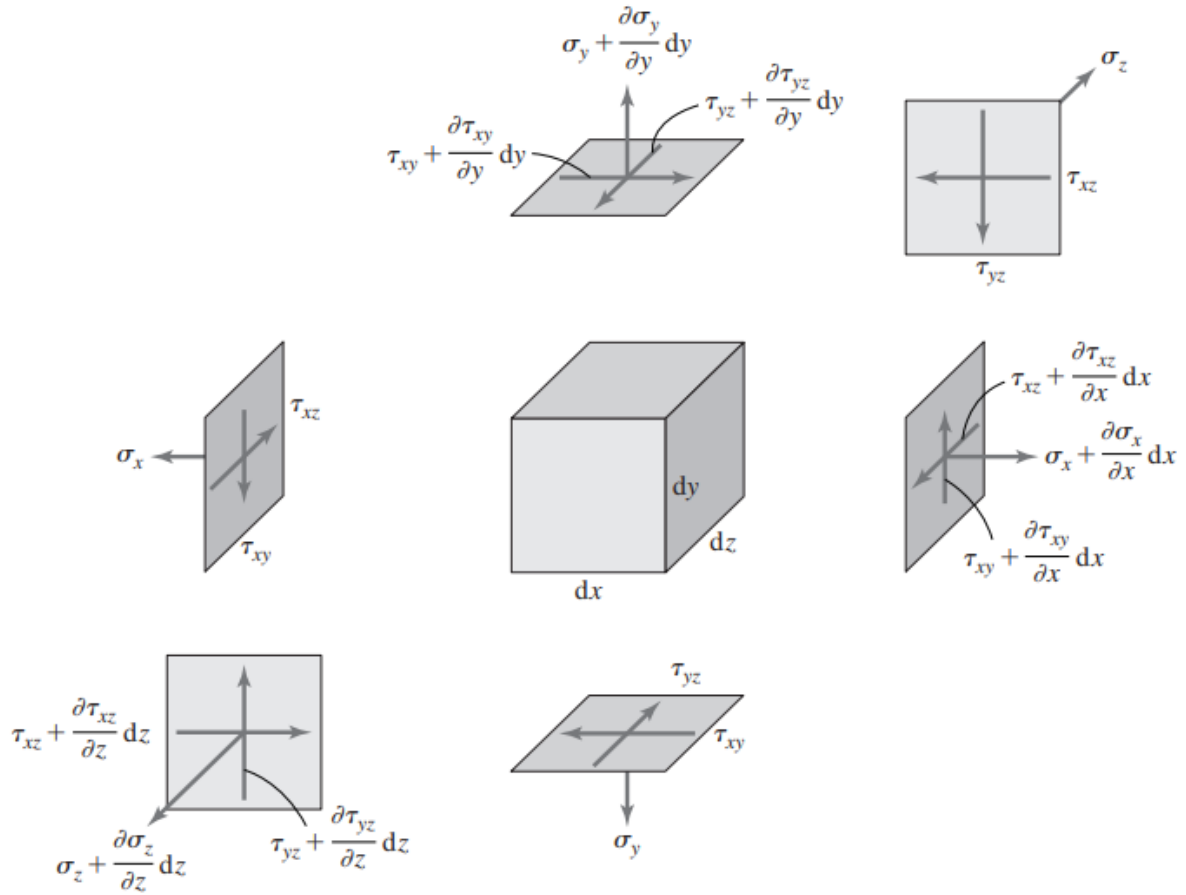
Esse estado de tensão pode ser escrito em forma matricial, onde a matriz de tensão σ é dada por

$$[\sigma] = \begin{bmatrix} \sigma_x & \tau_{xy} & \tau_{xz} \\ \tau_{yx} & \sigma_y & \tau_{yz} \\ \tau_{zx} & \tau_{zy} & \sigma_z \end{bmatrix} \quad (38)$$

onde σ representa a tensão normal, τ a tensão de cisalhamento. Além disso, sabe-se que $\tau_{yx} = \tau_{xy}$, $\tau_{zy} = \tau_{yz}$, $\tau_{zx} = \tau_{xz}$, portanto, uma matriz simétrica.

O estado geral de tensão em um ponto arbitrário no corpo através de um elemento diferencial infinitesimal é ilustrado na Figura 8.

Figura 8 – Elemento tridimensional em um estado geral de tensão.



Fonte: Hutton (2004, p. 460).

As equações de equilíbrio para tensões deste corpo sólido são:

$$\frac{\partial \sigma_{xx}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{xy}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{xz}}{\partial z} + B_x = 0 \quad (39)$$

$$\frac{\partial \tau_{yx}}{\partial x} + \frac{\partial \sigma_{yy}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{yz}}{\partial z} + B_y = 0 \quad (40)$$

$$\frac{\partial \tau_{zx}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{zy}}{\partial y} + \frac{\partial \sigma_{zz}}{\partial z} + B_z = 0 \quad (41)$$

onde B_x , B_y e B_z são componentes axiais de força de corpo. A força de corpo é expressa como força por unidade de volume e representa a ação de uma influência externa que afeta o corpo como um todo.

2.8.1.1 Relações de deslocamento-deformação

Conforme Hutton (2004), assim como as tensões, existem dois tipos de deformações: as deformações normais e de cisalhamento, denotadas por ε_n e γ , respectivamente. O subscrito n se refere as deformações normais. Deformação normal é a taxa de mudança do comprimento do elemento sob tensão em uma determinada direção. Deformação por cisalhamento é uma medida da distorção do elemento de tensão.

Para o caso geral, denotamos $u = u(x, y, z)$, $v = v(x, y, z)$, $w = w(x, y, z)$ como os deslocamentos nas direções de coordenadas x , y , e z , respectivamente. Com isso, as deformações normais nas três direções são:

$$\varepsilon_x = \frac{\partial u}{\partial x} \quad (42)$$

$$\varepsilon_y = \frac{\partial v}{\partial y} \quad (43)$$

$$\varepsilon_z = \frac{\partial w}{\partial z} \quad (44)$$

Cada deformação de cisalhamento ocorre pela variação angular de dois planos, portanto:

$$\gamma_{xy} = \frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \quad (45)$$

$$\gamma_{yz} = \frac{\partial w}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial z} \quad (46)$$

$$\gamma_{xz} = \frac{\partial u}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial x} \quad (47)$$

onde o subscrito duplo é usado para indicar o plano no qual a mudança angular ocorre.

Na forma matricial, as relações de deslocamento-deformação são apresentadas na definição do vetor de deslocamento como

$$\{\delta\} = \begin{pmatrix} u = u(x, y, z) \\ v = v(x, y, z) \\ w = w(x, y, z) \end{pmatrix} \quad (48)$$

O vetor deformação é

$$\{\varepsilon_n\} = \begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \varepsilon_z \\ \gamma_{xy} \\ \gamma_{yz} \\ \gamma_{xz} \end{Bmatrix} \quad (49)$$

A relação de deslocamento-deformação, na forma compacta, é:

$$\{\varepsilon_n\} = [L]\{\delta\} \quad (50)$$

onde $[L]$ é a matriz de operadores de derivada dada por

$$[L] = \begin{bmatrix} \frac{\partial}{\partial x} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{\partial}{\partial y} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{\partial}{\partial z} \\ \frac{\partial}{\partial y} & \frac{\partial u}{\partial x} & 0 \\ \frac{\partial}{\partial z} & 0 & \frac{\partial u}{\partial x} \\ 0 & \frac{\partial}{\partial z} & \frac{\partial}{\partial y} \end{bmatrix} \quad (51)$$

2.8.1.2 Relações de tensão-deformação

Segundo Hutton (2004), as relações gerais de tensão-deformação para um material linear, homogêneo e isotrópico, sujeito a deformação tridimensional são dadas por

$$\sigma_x = \frac{E}{(1-\nu)(1-2\nu)} [(1-\nu)\varepsilon_x + \nu(\varepsilon_y + \varepsilon_z)] \quad (52)$$

$$\sigma_y = \frac{E}{(1-\nu)(1-2\nu)} [(1-\nu)\varepsilon_y + \nu(\varepsilon_x + \varepsilon_z)] \quad (53)$$

$$\sigma_z = \frac{E}{(1-\nu)(1-2\nu)} [(1-\nu)\varepsilon_z + \nu(\varepsilon_x + \varepsilon_y)] \quad (54)$$

$$\tau_{xy} = G\gamma_{xy} \quad (55)$$

$$\tau_{xz} = G\gamma_{xz} \quad (56)$$

$$\tau_{yz} = G\gamma_{yz} \quad (57)$$

onde E é o módulo de elasticidade (módulo de Young), ν o coeficiente de Poisson, G representa o módulo de cisalhamento ou módulo de rigidez, que é definido por

$$G = \frac{E}{2(1 + \nu)} \quad (58)$$

Definindo a matriz de propriedades do material $[D]$ como

$$[D] = \frac{E}{(1 - \nu)(1 - 2\nu)} \begin{bmatrix} 1 - \nu & \nu & \nu & 0 & 0 & 0 \\ \nu & 1 - \nu & \nu & 0 & 0 & 0 \\ \nu & \nu & 1 - \nu & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1 - 2\nu}{2} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1 - 2\nu}{2} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1 - 2\nu}{2} \end{bmatrix} \quad (59)$$

e escrevendo a matriz de componentes de tensão, tem-se

$$\{\sigma\} = \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_z \\ \tau_{xy} \\ \tau_{yz} \\ \tau_{xz} \end{Bmatrix} = [D]\{\epsilon_n\} = [D][L]\{\delta\} \quad (60)$$

2.9 INTERAÇÃO FLUIDO-ESTRUTURA

Interações fluido-estrutura, que significam as interações de uma estrutura deformável com escoamento de fluidos ao seu redor ou internamente, pertencem hoje aos mais importantes problemas multifísicos que se destinam a tratar por meio de simulações numéricas (HARTMANN et al., 2009). As simulações de FSI envolvem dois ramos diferentes da física computacional: dinâmica do fluido computacional (CFD), que é frequentemente baseada em

uma representação de volume Euleriano abordado no método de volumes finitos (FVM – Finite Volume Method), e a mecânica dos sólidos computacional (CSM - Computational Solid Mechanics), para a qual uma discretização de elemento é frequentemente escolhida.

Há três divisões principais na análise da interação fluidodinâmica:

a) O primeiro caso é análise sem acoplamento ou análise conjugada onde apenas a troca de calor devido ao escoamento é considerada na estrutura sólida;

b) O segundo caso é o acoplamento de uma via (one way coupling). Este caso não apresenta uma demanda computacional muito elevada pois após a resolução do problema fluido, o campo de pressões é carregado como condição de contorno do problema estrutural, não havendo retorno da informação dos resultados estruturais no fluido. Geralmente é aplicada em casos onde deformações geradas na estrutura pelo escoamento são muito pequenas.

c) O terceiro caso é o acoplamento FEA/CFD de duas vias (two way coupling), onde os resultados de cada problema são atualizados no outro até a convergência. Possui, porém, um custo computacional elevado e é geralmente empregado quando os deslocamentos na estrutura são grandes o suficiente para causar mudanças no comportamento do escoamento. É o caso também em problemas transientes.

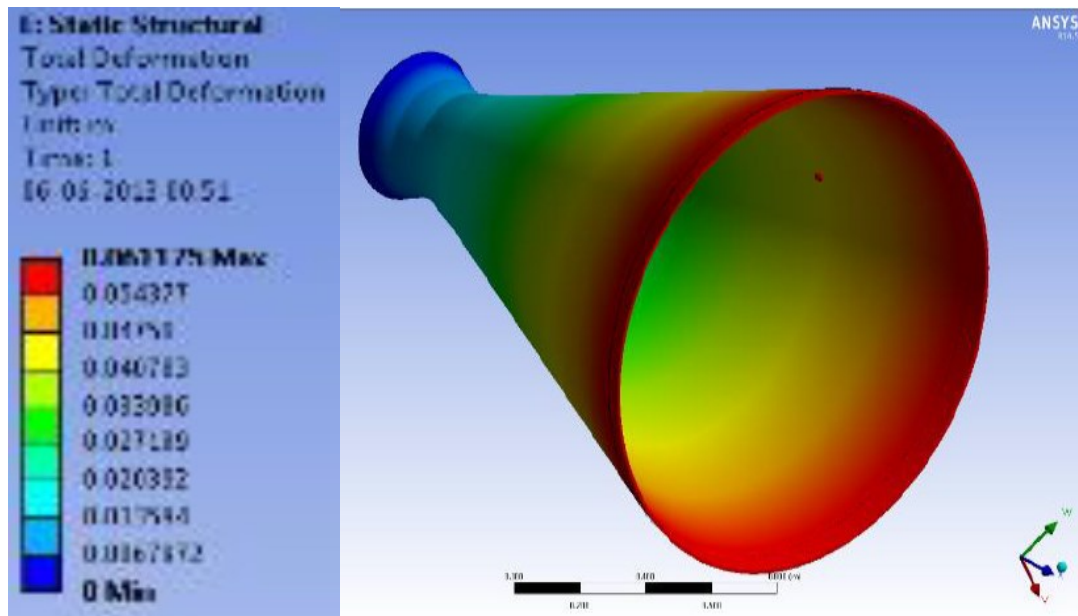
Neste trabalho, o segundo caso foi empregado, em razão de ser um estudo preliminar e ao custo computacional elevado que o terceiro caso traria.

2.10 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

Os trabalhos no meio científico que envolvem análises com interação fluido-estrutura em tuberias de motores-foguete em diversas variações de geometria são limitados. Alguns trabalhos aplicados ao campo de bocais e FSI mostraram o efeito das cargas geradas pelo escoamento na estrutura do bocal, como foi abordado por Larsson e Suphap (2006) na deformação em parte dos canais de resfriamento. Garelli et al (2010) estudaram o start-up de um bocal de motor de foguete pela modelagem FSI e Shiva e SreeVaibhav (2015) realizaram o acoplamento entre fluido-estrutura em um bocal convergente-divergente com 1,6m de comprimento.

Um artigo científico interessante relacionado com o estudo deste trabalho foi feito por Gedhar, Gupta e Bansal (2013). Os autores analisaram um bocal convergente-divergente com 1,8m de comprimento pela modelagem FSI e obtiveram deslocamentos estruturais na saída do bocal de aproximadamente no máximo 0,062m, como apresentado na Figura 9.

Figura 9 – Deformação total de um bocal convergente-divergente.



Fonte: Gedhar, Gupta e Bansal (2013)

3 METODOLOGIA

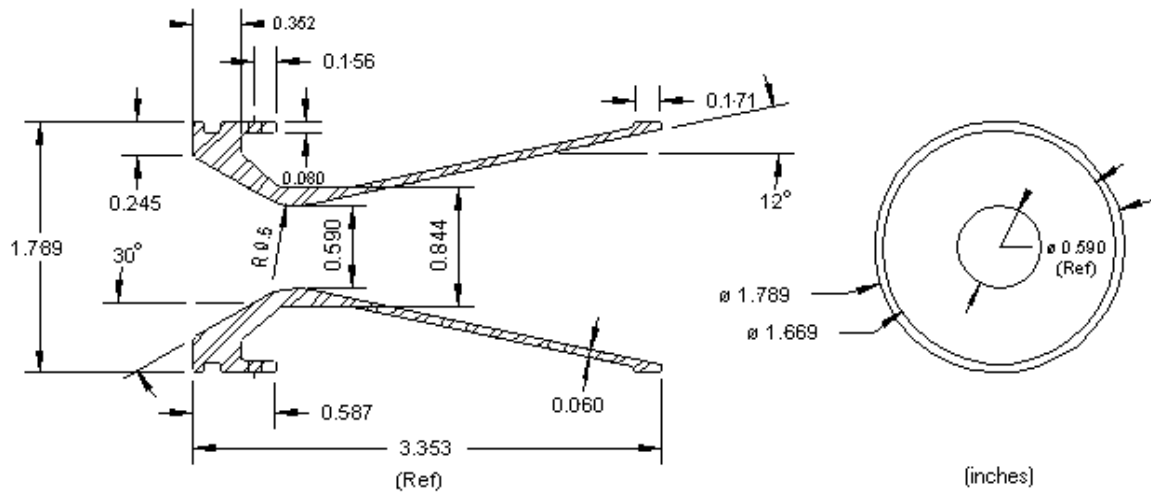
Neste trabalho são empregados dois métodos numéricos para a simulação do comportamento físico de três bocais de motor-foguete: o método de volume finitos para o problema fluidodinâmico e o método de elementos finitos para o problema estrutural. Ambos foram implementados e resolvidos por meio do programa comercial ANSYS. O acoplamento de uma via foi realizado diretamente no software pela alimentação das condições de pressão na interface entre o domínio fluido e o domínio estrutural. Os resultados do problema fluidodinâmico foram analisados com base em dados da literatura sobre o impulso específico real esperado para cada bocal e número de Mach do escoamento na saída do bocal. Três geometrias de bocais reais foram definidas para a análise por possuírem impulso específico com ordem de grandeza diferenciada. As três geometrias de bocais analisadas são apresentadas em detalhes na sequência.

3.1 BOCAIS E SUAS GEOMETRIAS

O primeiro bocal modelado foi de um motor de foguete Juno ou classe J com seu projeto preliminar apresentado por Richard Nakka. Este serviu como impulsionador, ou motor de primeiro estágio, no foguete *Cirrus Two*, projeto desenvolvido pelo próprio Richard com o objetivo de lançar foguetes em altitudes entre 6000 e 20000 metros.

Como propulsor, o motor de foguete Juno é projetado para ter uma queima curta, alto empuxo de operação, que fornecerá ao veículo de foguete uma rápida subida da plataforma de lançamento e obterá ampla velocidade para assegurar uma atitude vertical estável para a segunda fase de queima. A geometria deste bocal está apresentada na Figura 10.

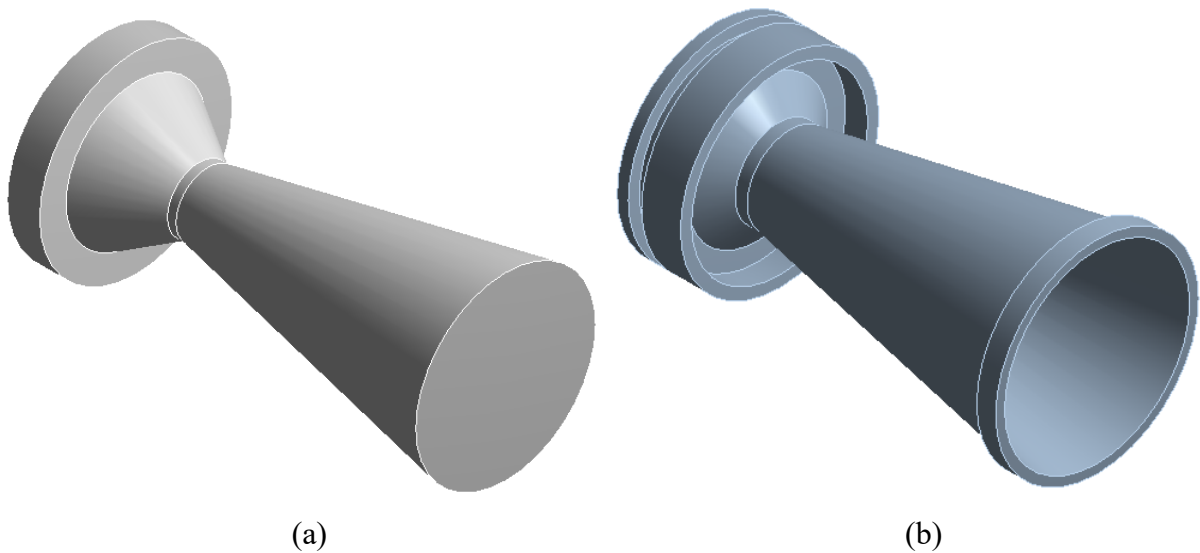
Figura 10 – Geometria do bocal Juno, em polegadas e visão 2D.



Fonte: Página Richard Nakka's *Experimental Rocketry*²

Para as três estruturas, duas malhas foram montadas e acopladas para a simulação completa: a primeira representa o domínio do escoamento, resolvida pelo VFM, e a segunda representa a estrutura sólida do bocal, resolvida pelo FEA.

Figura 11 – Bocal Juno: (a) Domínio do escoamento e (b) Domínio da estrutura.

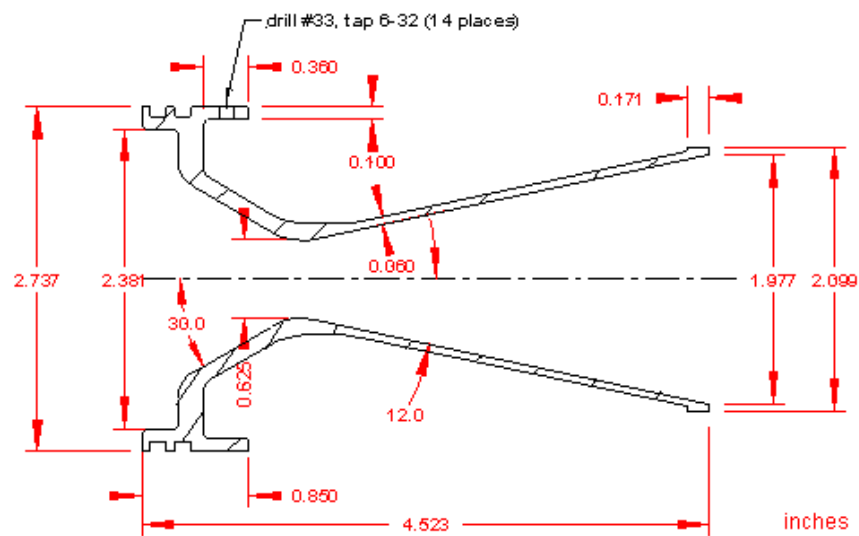


Fonte: Elaborado pelo autor

² Disponível em: http://www.nakka-rocketry.net/juno_p.html. Acesso em junho/2018. Acesso em: 22 jun. 2018.

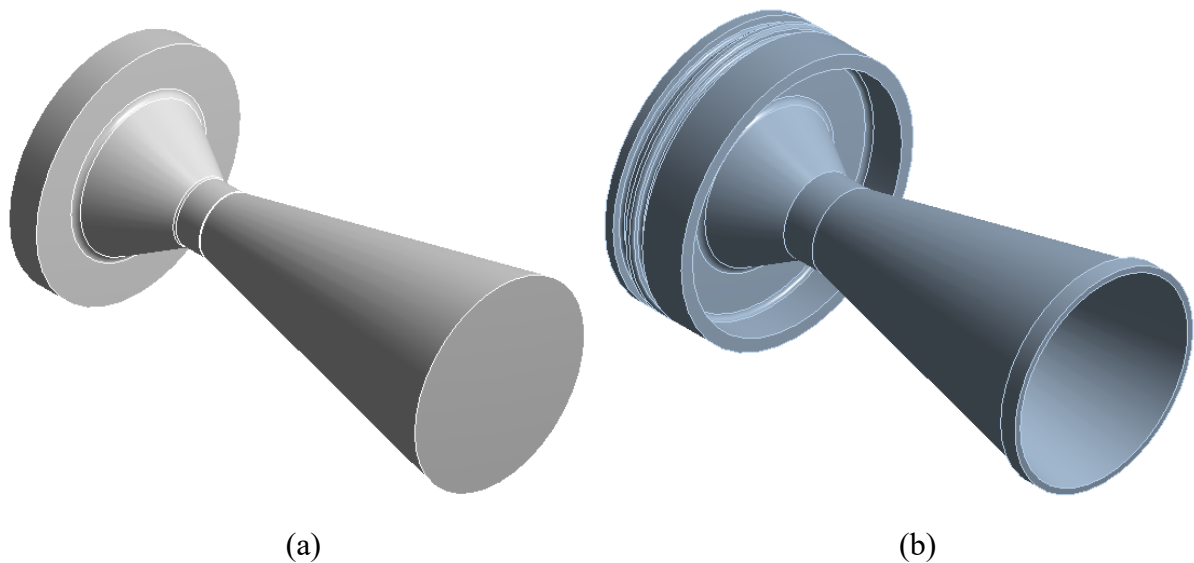
O segundo bocal modelado foi de um motor de foguete Lambda com seu projeto preliminar também apresentado por Richard Nakka. Este motor, impulsionado pelo propelente KN-Dextrose, tem um impulso total de 4090 N.s, que o classifica como um motor de classe "L" médio. Este serviu como sustentador, ou motor de estágio superior, no foguete *Cirrus Two*. A geometria do bocal Lambda está apresentada na Figura 12.

Figura 12 – Geometria do bocal Lambda, em polegadas e visão 2D.



Fonte: Página Richard Nakka's *Experimental Rocketry*³

Figura 13 – Bocal Lambda: (a) Domínio do escoamento e (b) Domínio da estrutura.

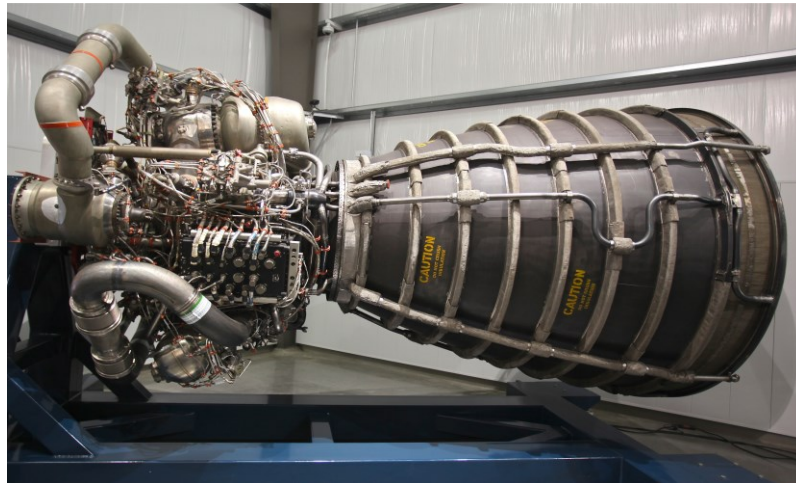


Fonte: Elaborado pelo autor.

³ Disponível em: http://www.nakka-rocketry.net/lambda_p.html. Acesso em: 22 jun. 2018.

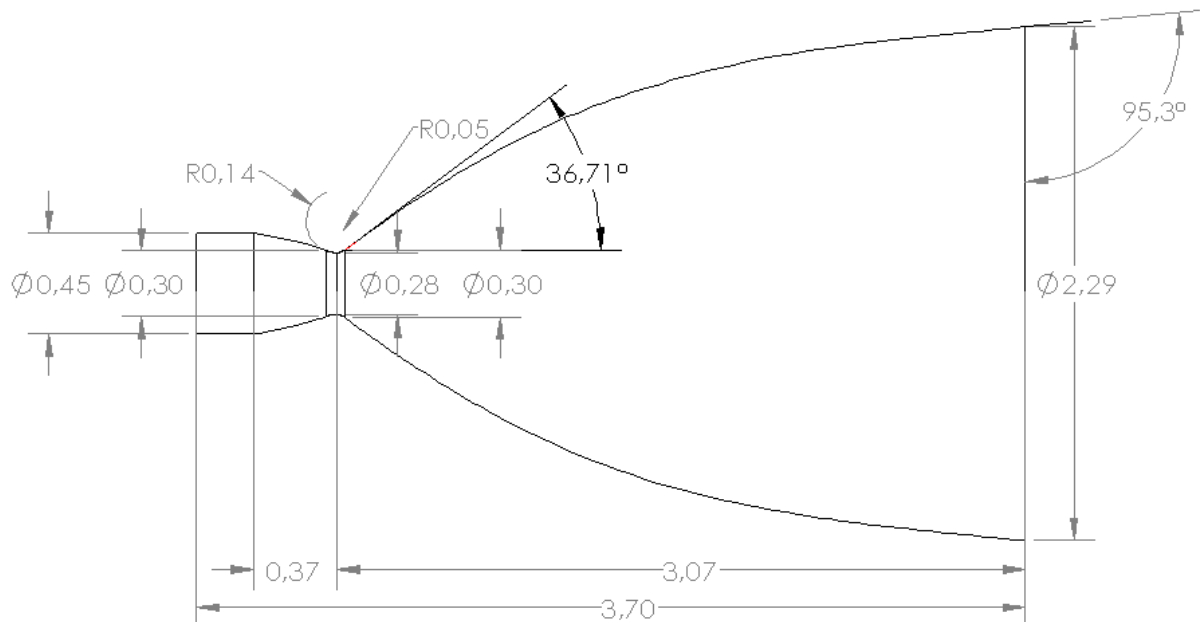
O terceiro bocal modelado foi o bocal do motor-foguete RS-25, também conhecido como Motor Principal do Ônibus Espacial americano, do inglês *Space Shuttle Main Engine* (SSME). A Figura 14 exibe o SSME e a geometria do escoamento modelada aqui é detalhada na Figura 15.

Figura 14 – Space Shuttle Main Engine (SSME).



Fonte: Página Space Shuttle Main Engine SSME de Steve Jurvetson.⁴

Figura 15 – Geometria do escoamento do bocal SSME, em metros e visão 2D.

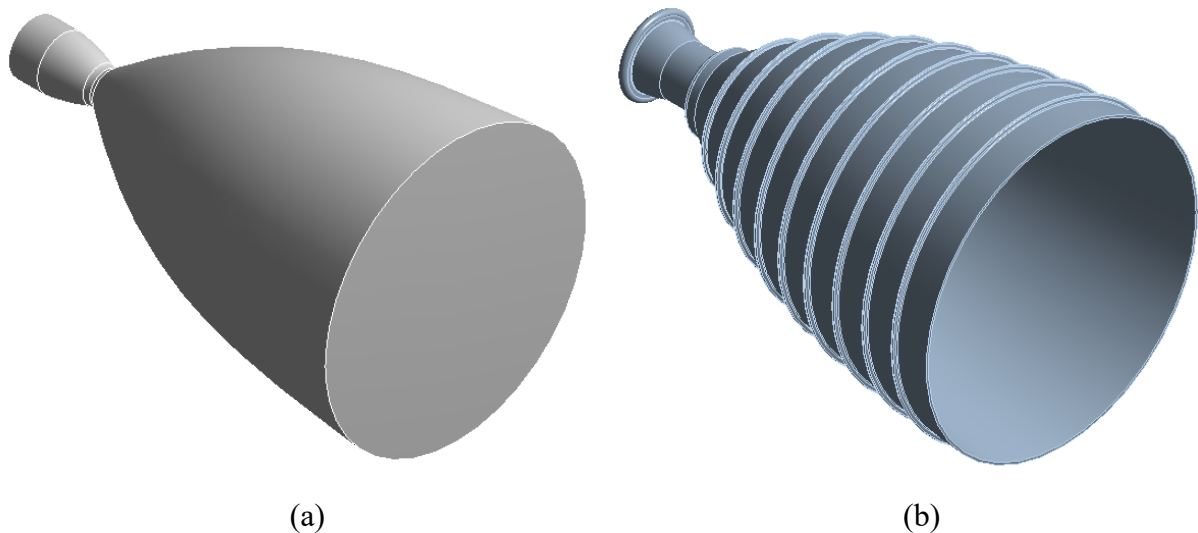


Fonte: Elaborado pelo autor.

⁴ Disponível em: <https://www.flickr.com/photos/jurvetson/815976950>. Acesso em: 22 jun. 2018.

O Motor Principal do Ônibus Espacial é um motor de ciclo de combustão em estágios que queima uma mistura de hidrogênio líquido e oxigênio líquido. A câmara de combustão principal, em inglês *Main Combustion Chamber* (MCC), é a região onde os fluidos entram em combustão e se localiza antes da garganta do bocal. O diâmetro da parte final do injetor, ou seja, a entrada da câmara, possui cerca de 0,45m e o comprimento até a garganta é de 0,37m. A razão de contração entre a entrada da câmara e a garganta é de 2,66:1, com a área da garganta sendo 0,06m². O bocal SSME tem 0,28m de diâmetro na garganta, aumentando para 2,29m na saída em um comprimento de 3,07m, portanto, a razão de expansão da área do bocal é de 69:1 (BETTY MCLAUGHLIN, 1998).

Figura 16 – Bocal SSME: (a) Domínio do escoamento e (b) Domínio da estrutura.



Fonte: Elaborado pelo autor.

A pressão dos propulsores em chamas dentro da MCC é de aproximadamente 2865psi, cerca de 19,7MPa e a temperatura é de 6000°F, cerca de 3315°C, porém, para evitar a degradação da estrutura, esta temperatura é altamente controlada por vasos de refrigeração com cerca de -366°F (-221°C). O impulso específico no vácuo é de 452,3 segundos (4,436km/s) e ao nível do mar é de 366 segundos (3,59 km/s).

3.2 MALHAS DAS GEOMETRIAS

Como dito anteriormente, para empregar os equacionamentos físicos apropriados para resolução deste trabalho, discretizou-se, nas geometrias de bocais, o domínio do escoamento e a estrutura sólida em duas malhas distintas. Ao gerar a malha do modelo, deve-se analisar o

nível de detalhamento da mesma com o objetivo de garantir uma boa relação precisão/custo computacional. Para isso, buscou-se utilizar malhas hexaédricas por estas serem constituídas por menos elementos, dados os mesmos números de nós que malhas tetraédricas e, então, apresentarem solução mais rápida com boa precisão e uniformidade. Os números de nós e elementos das geometrias estão descritos na Tabela 1.

Tabela 1 – Números de nós e elementos dos domínios analisados.

	Bocal Juno	Bocal Lambda	Bocal SSME
Número de Nós – Escoamento	333732	476094	1147649
Número de Elementos - Escoamento	323214	460925	1122544
Número de Nós – Estrutura	652042	574958	749444
Número de Elementos - Estrutura	428617	127556	396799

Fonte: Elaborado pelo autor.

Uma boa qualidade de malha é capaz de garantir os melhores resultados de análise para o problema, minimizando a necessidade de execuções adicionais. Para isso, deve-se examinar alguns elementos que demonstram essa qualidade suficiente para a resolução. Estes parâmetros são: *Skewness* e Qualidade Ortogonal.

Para *Skewness*, um valor de 0 indica uma célula equilátera (melhor) e um valor de 1 indica uma célula completamente degenerada/inclinadas. Faces e células altamente inclinadas devem ser evitadas, pois podem levar a resultados menos precisos. Para Qualidade Ortogonal, o intervalo é de 0-1, em que um valor de 0 é pior e um valor de 1 é o melhor. (SHARED HIERARCHICAL ACADEMIC RESEARCH COMPUTING NETWORK (SHARCNET), 2018)

Tabela 2 – Elementos de qualidade de malha para os três bocais.

	Bocal Juno		Bocal Lambda		Bocal SSME	
	Fluido	Estrutura	Fluido	Estrutura	Fluido	Estrutura
<i>Skewness</i>	0,13827	0,22437	0,13029	0,40776	0,12167	0,31606
Qualidade Ortogonal	0,96149	0,77355	0,96717	0,59077	0,96335	0,68198

Fonte: Elaborado pelo autor.

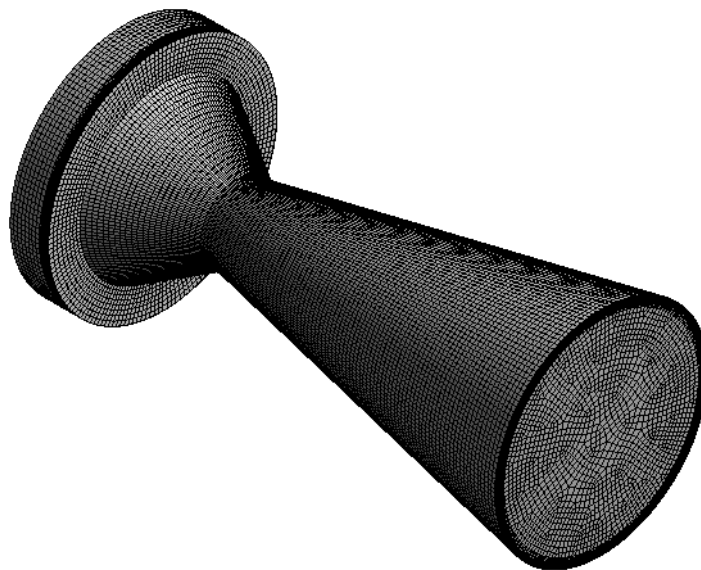
As malhas dos domínios de escoamento dos três bocais possuem um refino nas laterais, onde o escoamento faz contato com a estrutura. Este processo se faz necessário porque, próxima a parede, a viscosidade do fluido afeta o escoamento e esta região possui gradientes elevados, portanto, deve ser altamente controlada.

3.2.1 Bocal Juno

Os escoamentos dos três bocais foram discretizados com malhas hexaédricas, uma vez que possuem arranjos simples e uniformes.

Para o escoamento do bocal Juno, utilizou-se o controle de elementos do domínio com o tamanho máximo de 0,8mm. A malha é mostrada na Figura 17.

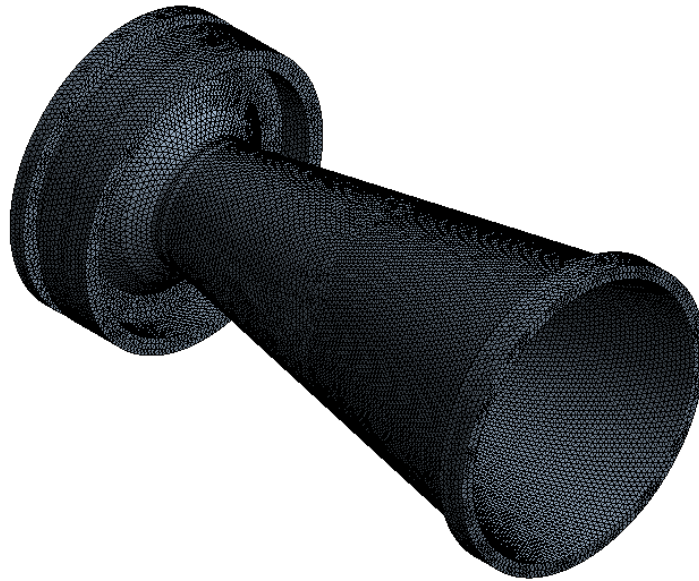
Figura 17 – Malha hexaédrica do escoamento do bocal Juno - Vista Isométrica.



Fonte: Elaborado pelo autor.

A malha da estrutura do bocal Juno, apresentada na Figura 18, foi modelada como tetraédrica, visto que a mesma apresenta partes complexas. Esta malha possui elementos de tamanho máximo de 0,8mm.

Figura 18 – Malha tetraédrica da estrutura do bocal Juno.

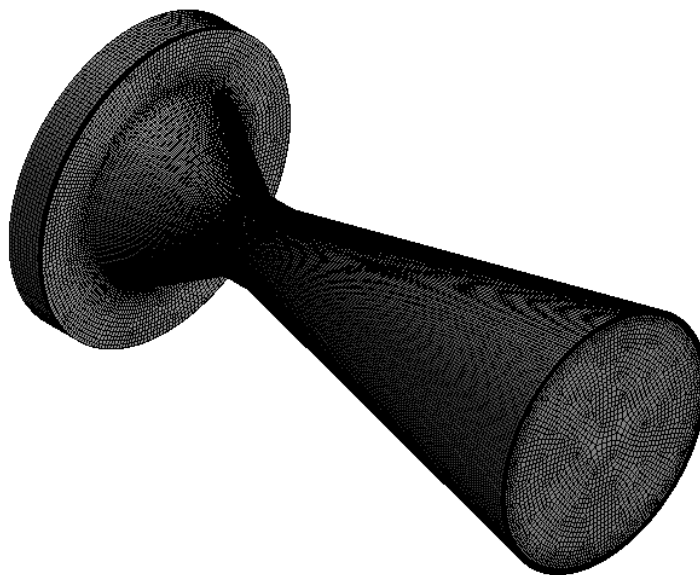


Fonte: Elaborado pelo autor.

3.2.2 Bocal Lambda

A malha do escoamento do bocal Lambda é mostrada na Figura 19 e de sua estrutura na Figura 20 e possui os mesmos conceitos da malha do escoamento do bocal Juno. Esta malha possui elementos de tamanho máximo de 0,8 mm.

Figura 19 – Malha hexaédrica do escoamento do bocal Lambda - Vista Isométrica.



Fonte: Elaborado pelo autor.

A malha hexaédrica da estrutura do bocal Lambda possui elementos de tamanho máximo de 0,8 mm.

Figura 20 – Malha hexaédrica da estrutura do bocal Lambda.

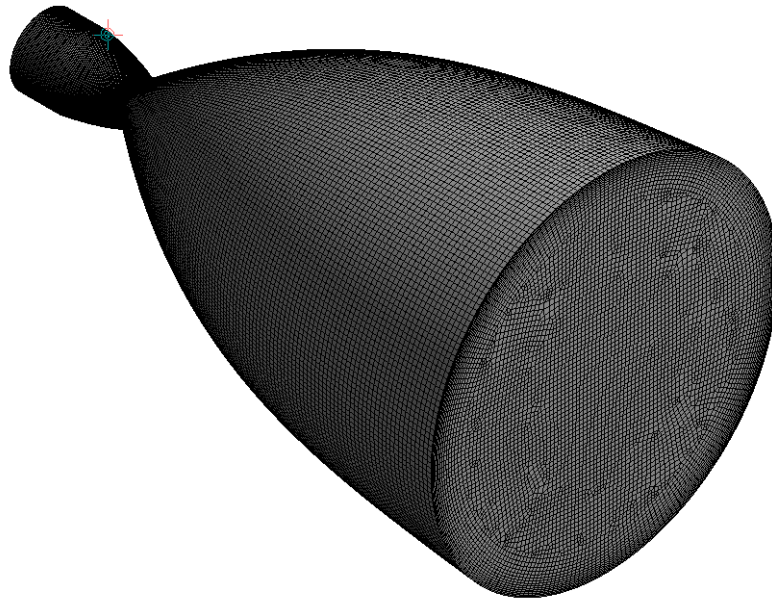


Fonte: Elaborado pelo autor.

3.2.3 Bocal SSME

O bocal SSME, por ser um componente de motor-foguete maior comparado com os bocais anteriores, apresenta elementos de tamanho máximo de 0,03 m, que foram encontrados estabelecendo a melhor relação precisão/custo computacional possível e de acordo com os elementos de qualidade de malha. O resultado da discretização dos elementos é exibido nas Figura 21 e Figura 22.

Figura 21 – Malha hexaédrica do escoamento do bocal SSME - Vista Isométrica.



Fonte: Elaborado pelo autor.

A estrutura do bocal SSME, exibida na direita da Figura 14, é simplificada para este trabalho e representada na Figura 22. A malha tetraédrica apresenta elementos de tamanho máximo de 20mm. Na modelagem, descartou-se alguns componentes que não afetariam a análise estrutural. Este bocal apresenta 9 *hatbands*, que são aros para apoio estrutural.

Figura 22 – Malha tetraédrica da estrutura do bocal SSME.



Fonte: Elaborado pelo autor.

3.3 CONDIÇÕES DE CONTORNO

3.3.1 Condições de contorno para o bocal Juno

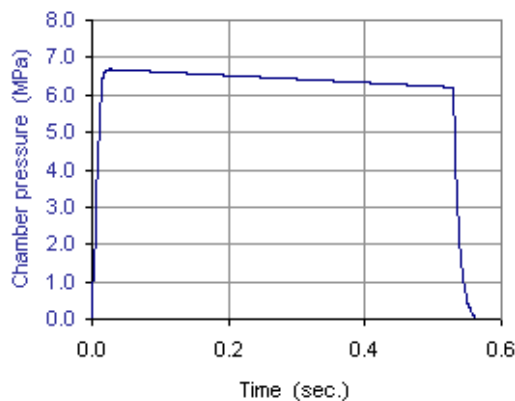
As condições de contorno aplicadas para o escoamento do bocal Juno são as seguintes:

- Temperatura de entrada constante e igual a 1200 K.
- Pressão total de entrada constante e igual a 6,6 MPa.
- Pressão estática de saída de 101325Pa.
- Condição de derivada nula das demais variáveis na saída.
- Paredes adiabáticas.

Essas condições e hipóteses foram retiradas com base nos resultados apresentados pelo projeto preliminar Richard Nakka e pelo trabalho apresentado por Pedroni (2016).

A pressão de entrada foi definida como 6,6MPa, pressão média esta que está de acordo com o gráfico de pressão da câmara de combustão em função do tempo mostrado na Figura 23.

Figura 23 – Gráfico da pressão da câmara de combustão do bocal Juno *versus* tempo.



Fonte: Página Richard Nakka's *Experimental Rocketry*⁵

A temperatura definida neste trabalho é de 1200K, mesma temperatura que Pedroni (2016) utilizou, porque esta depende da temperatura de chama adiabática do propelente do motor, que é de 1755K, mas devido as imperfeições da produção do grão de propelente, escolheu-se um valor abaixo e mais seguro. O propelente utilizado por Richard Nakka é nitrato de potássio com glicose.

O fluido de trabalho utilizado nos três bocais em análise foi ar como gás ideal. Esta hipótese simplificadora foi implementada, uma vez que a modelagem da cinética química de

⁵ http://www.nakka-rocketry.net/juno_p.html. Acesso em: 22 jun. 2018.

combustão introduziria um nível de complexidade maior a este trabalho. Os resultados utilizando o ar não foram insatisfatórios. As propriedades físicas do escoamento foram consideradas constantes e iguais a:

- Calor específico a pressão constante = 1006,43 J/kg.K.
- Condutividade térmica = 0,0242 W/m.K
- Viscosidade = $1,7894 \cdot 10^{-5}$ kg/m.s.
- Peso molecular = 28,996 kg/kg.mol.

A pressão de saída é a pressão atmosférica, já que testes são analisados ao nível do mar e para fins didáticos em atmosfera terrestre.

Para o modelo de turbulência $k - \epsilon$, empregou-se as constantes padrões e a função de parede *Enhanced Wall Treatment*. As constantes padrões do modelo são:

- $C_\mu = 0,09$.
- $C_{1-\epsilon} = 1,44$.
- $C_{2-\epsilon} = 1,92$.
- *TKE Prandtl number* = 1.
- *TDR Prandtl number* = 1,3
- *Energy Prandtl number* = 0,85.
- *Wall Prandtl number* = 0,85.

O nível de precisão residual para convergência para todas as variáveis (a equação de continuidade, as três dimensões de velocidade, o balanço de energia, a energia cinética turbulenta e a dissipação turbulenta) foi de 10^{-6} .

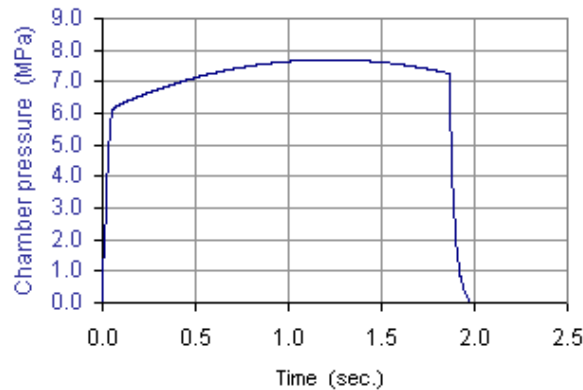
3.3.2 Condições de contorno para o bocal Lambda

As condições de contorno aplicadas para o escoamento do bocal Lambda têm os mesmos conceitos teóricos que as condições aplicadas para o bocal Juno, e são as seguintes:

- Temperatura de entrada constante e igual a 1200K.
- Pressão total de entrada constante e igual a 7,5 MPa.
- Pressão estática de saída de 101325Pa.
- Condição de derivada nula das demais variáveis na saída.
- Paredes adiabáticas.

A pressão de entrada foi definida como 7,5MPa, de acordo com o gráfico de pressão da câmara de combustão em função do tempo mostrado na Figura 24.

Figura 24 – Gráfico da pressão da câmara de combustão do bocal Lambda *versus* tempo.



Fonte: Página Richard Nakka's *Experimental Rocketry*⁶

A temperatura definida neste trabalho é de 1200K. O propelente utilizado por Richard Nakka é nitrato de potássio com glicose. Este é o mesmo combustível utilizado no bocal Juno, por isso, estabeleceu-se uma temperatura igual para título de comparação de acordo com as diferentes pressões.

As propriedades físicas do escoamento foram consideradas constantes e iguais a:

- Calor específico a pressão constante = 1006,43 J/kg.K.
- Condutividade térmica = 0,0242 W/m.K
- Viscosidade = $1,7894 \cdot 10^{-5}$ kg/m.s.
- Peso molecular = 28,996 kg/kg.mol.

A pressão de saída é a pressão atmosférica, 101,325 kPa

Para o modelo de turbulência $k - \epsilon$, empregou-se as constantes padrões e a função de tratamento próximo à parede pela função *Enhanced Wall Treatment*. As constantes padrões do modelo são:

- $C_\mu = 0,09$.
- $C_{1-\epsilon} = 1,44$.
- $C_{2-\epsilon} = 1,92$.
- *TKE Prandtl number* = 1.
- *TDR Prandtl number* = 1,3

⁶ http://www.nakka-rocketry.net/juno_p.html. Acesso em: 22 jun. 2018.

- *Energy Prandlt number* = 0,85.
- *Wall Prandlt number* = 0,85.

O nível de precisão residual para convergência para todas as variáveis (a equação de continuidade, as três dimensões de velocidade, o balanço de energia, a energia cinética turbulenta e a dissipação turbulenta) foi de 10^{-6} .

3.3.3 Condições de contorno para o bocal SSME

As condições de contorno aplicadas para o escoamento do bocal SSME são as seguintes:

- Temperatura estática de entrada igual a $6000^{\circ}\text{F} = 3588\text{K}$.
- Pressão total de entrada constante e igual a $19,75\text{MPa}$.
- Pressão estática de saída de 101325Pa .
- Condição de derivada nula das demais variáveis na saída.
- Paredes adiabáticas.

As informações sobre o bocal real foram extraídas da apresentação de palestra sobre o SSME, chamado Curso Breve de Orientação SSME. O material é atualizado e aprimorado por Betty McLaughlin (1998).

Para o modelo de turbulência $k - \varepsilon$, empregou-se as constantes padrões e a função de parede *Enhanced Wall Treatment*. As constantes padrões do modelo são:

- $C_{\mu} = 0,09$.
- $C_{1-\varepsilon} = 1,44$.
- $C_{2-\varepsilon} = 1,92$.
- *TKE Prandlt number* = 1.
- *TDR Prandlt number* = 1,3
- *Energy Prandlt number* = 0,85.
- *Wall Prandlt number* = 0,85.

O nível de precisão residual para convergência para todas as variáveis (a equação de continuidade, as três dimensões de velocidade, o balanço de energia, a energia cinética turbulenta e a dissipação turbulenta) foi de 10^{-4} .

3.3.4 Materiais das estruturas

O material utilizado para o domínio das estruturas do bocal Juno e Lambda é, de acordo com o projetista Richard Nakka, o aço 1018, que é um aço de baixo carbono e apresenta boa soldabilidade e usinabilidade ligeiramente melhor do que os aços de baixo carbono. As propriedades físicas do material estão descritas na Tabela 3 (AISI... 2018).

Tabela 3 – Propriedades físicas do material das estruturas dos bocais Juno e Lambda.

Densidade	7870 kg/m ³
Módulo de Elasticidade	200GPa
Coefficiente de Poisson	0,29
Módulo de Cisalhamento	78GPa
Calor específico	486J/kg.K
Condutividade Térmica	51,9W/m.K

Fonte: Adaptado de Aisi... (2018).

Para o domínio da estrutura do bocal SSME foi utilizado a liga metálica INCONEL 718. As propriedades físicas do material estão descritas na Tabela 4 (SPECIAL... 2018).

Tabela 4 – Propriedades físicas do material da estrutura do bocal SSME.

Densidade	8193 kg/m ³
Módulo de Elasticidade	208GPa para 300K 170GPa para 800K
Coefficiente de Poisson	0,29 para 300K 0,27 para 800K
Módulo de Cisalhamento	78GPa para 300K 66,8GPa para 800K
Calor específico	435J/kg.K
Condutividade Térmica	11,4 W/m.K

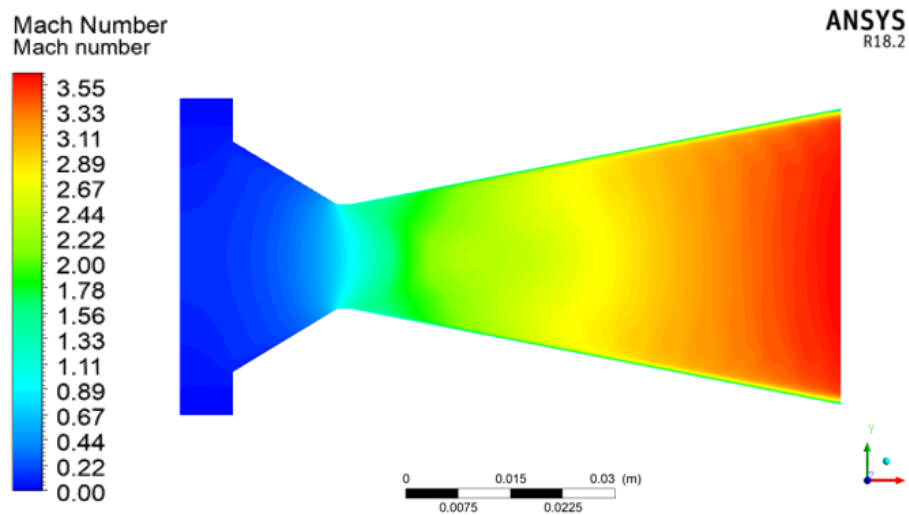
Fonte: Adaptado de Special... (2018).

4 RESULTADOS

4.1 VERIFICAÇÃO DO MODELO FLUIDODINÂMICO

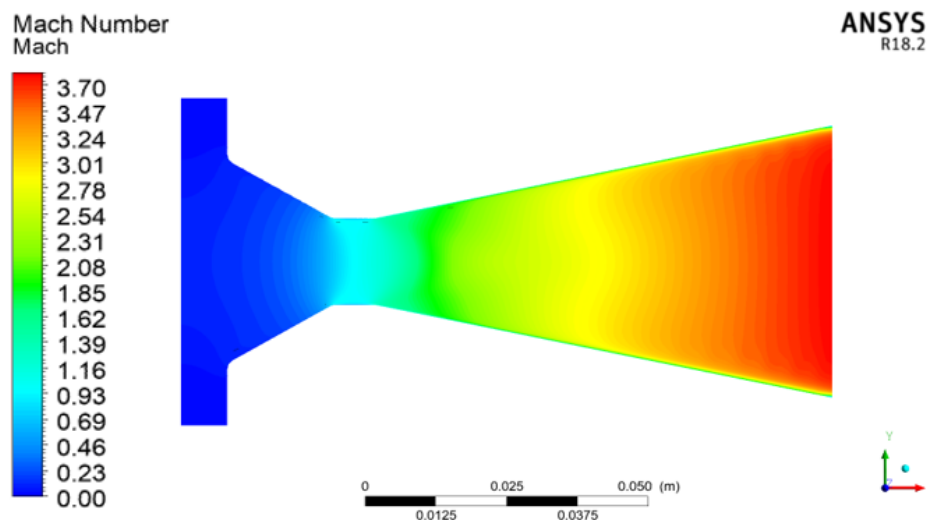
As Figura 25 a Figura 27 apresentam o número de Mach, para os três bocais, Juno, Lambda e SSME, respectivamente. Nota-se que há uma redução do número de Mach junto a parede, devido aos efeitos viscosos e que para todos os casos o Mach unitário é atingido na garganta.

Figura 25 – Número de Mach - bocal Juno.



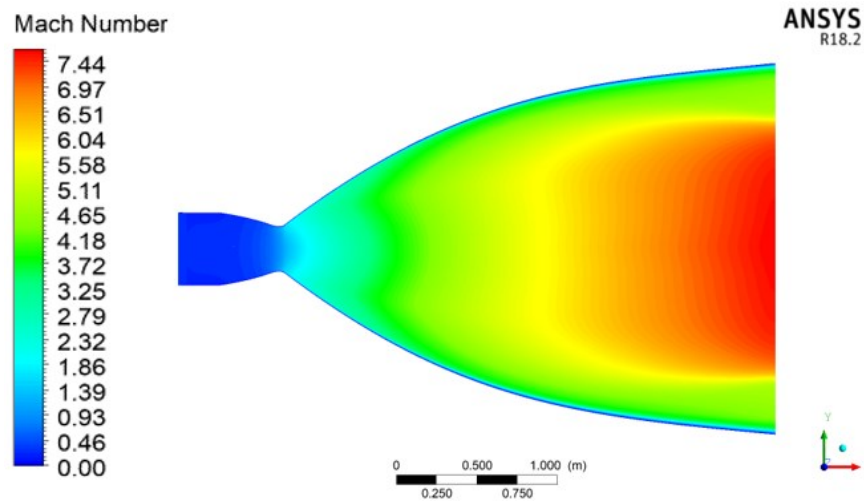
Fonte: Elaborado pelo autor.

Figura 26 – Número de Mach - bocal Lambda.



Fonte: Elaborado pelo autor.

Figura 27 – Número de Mach - bocal SSME.



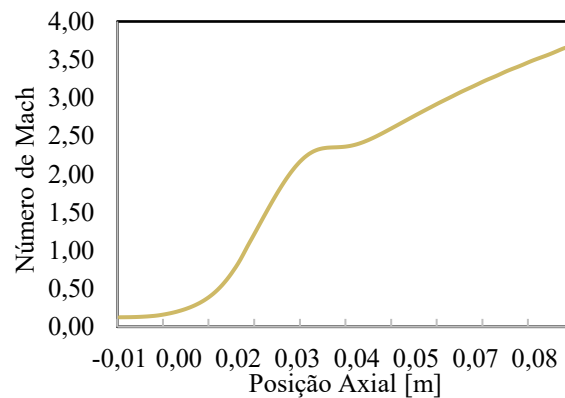
Fonte: Elaborado pelo autor.

É interessante notar o comportamento do escoamento na saída do bocal maior, SSME, onde a parte central do escoamento possui um número de Mach significativamente maior do que nas laterais, ou seja, o escoamento não se comporta de forma quase 1-D como os bocais menores, onde o escoamento na saída é quase-unidimensional.

Os gráficos de superfície de pressão e temperatura estática dos três bocais estão no Apêndice A, para comprovação da distribuição e comportamento do escoamento.

Para o bocal Juno, a curva da linha média do bocal é apresentada abaixo em função do comprimento do bocal. A Figura 28 mostra o número de Mach, enquanto na Figura 29 são apresentadas as linhas de pressão e temperatura estática e de estagnação. A garganta está posicionada em $x = 0,019$ m.

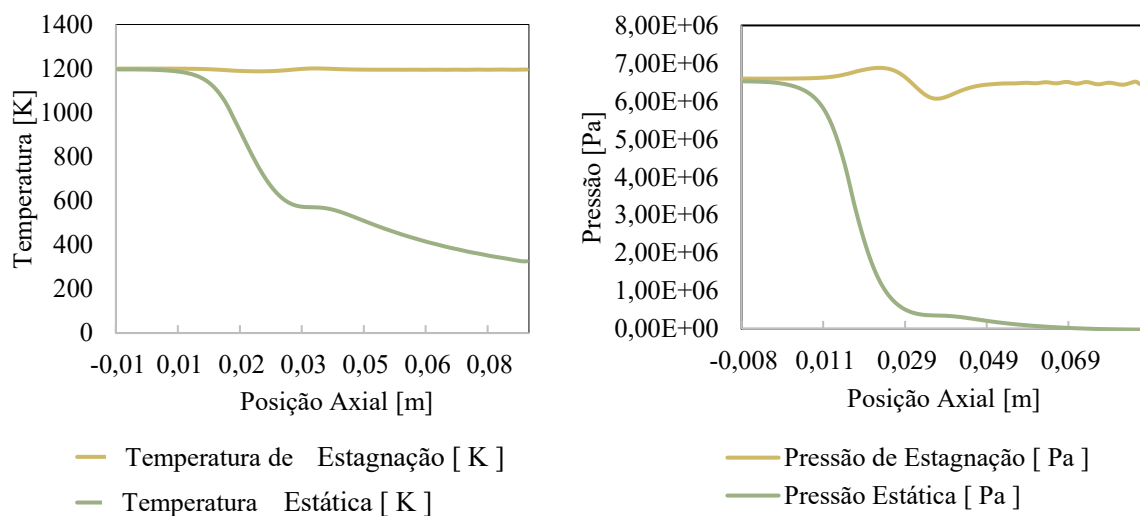
Figura 28 – Número de Mach medido na linha média do bocal Juno.



Fonte: Elaborado pelo autor.

É possível ver que a linha de temperatura de estagnação se mantém praticamente reta, indicando que não há mudança significativa na mesma. Esse resultado é condizente com a teoria, onde para um bocal adiabático com gás ideal e regime permanente não há variação da entalpia de estagnação e consequentemente da temperatura de estagnação. Já a curva de temperatura estática também condiz com o comportamento esperado de acordo com a literatura. A mesma análise pode ser feita para a pressão estática e de estagnação. Para bocais com escoamento isentrópico, não há variação na pressão de estagnação ao longo do bocal. Neste caso, o problema fluidodinâmico foi resolvido com um modelo de turbulência, considerando-se a camada limite formada adjacente a parede do bocal. Sendo assim, espera-se uma pequena variação na curva de pressão de estagnação, conforme pode ser visualizada na Figura 29. Novamente, a curva de pressão estática segue o comportamento esperado na literatura.

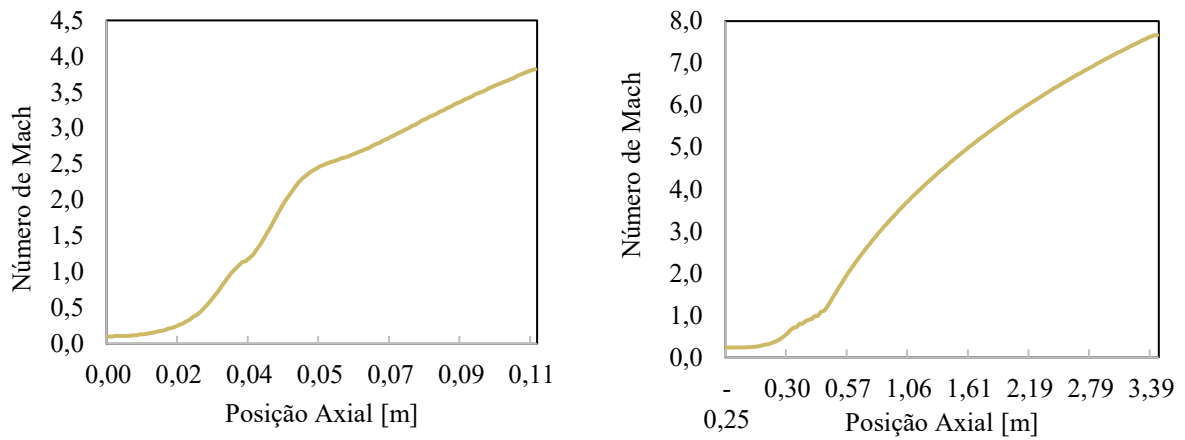
Figura 29 – Linhas de temperatura (esquerda) e pressão (direita) estática e de estagnação na linha média do bocal Juno.



Fonte: Elaborado pelo autor.

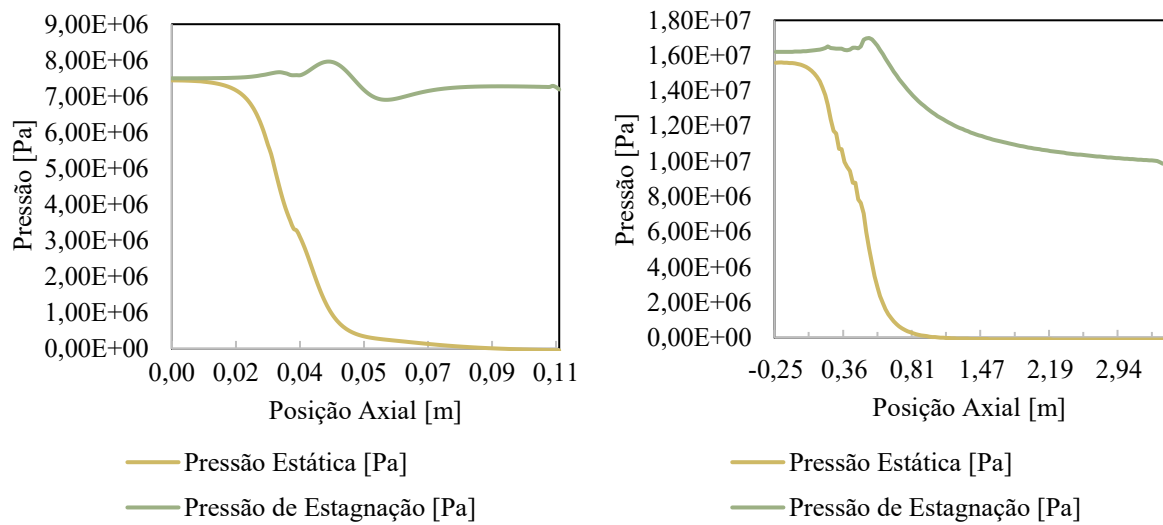
Para efeito de comparação, as curvas de número de Mach, pressão e temperatura dos bocais Lambda e SSME estão plotadas na sequência. A garganta está posicionada, no bocal Lambda, em $x = 0,036$ m, e no bocal SSME, em $x = 0,373$ m.

Figura 30 – Número de Mach medido na linha média dos bocais Lambda (esquerda) e SSME (direita).



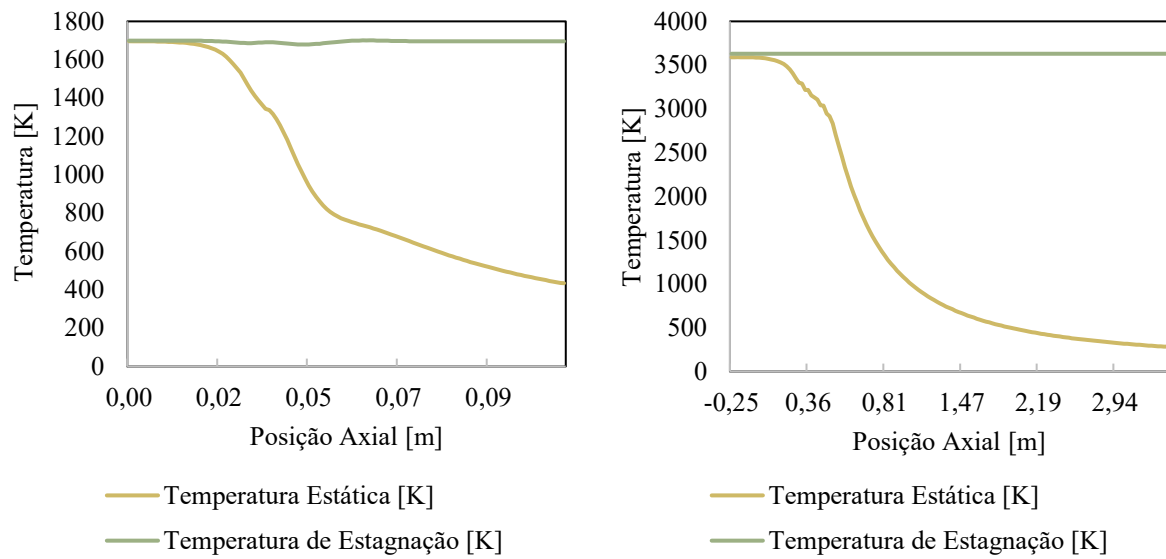
Fonte: Elaborado pelo autor.

Figura 31 – Linhas de pressão estática e de estagnação na linha média dos bocais Lambda (esquerda) e SSME (direita).



Fonte: Elaborado pelo autor.

Figura 32 – Linhas de temperatura estática e de estagnação na linha média dos bocais Lambda (esquerda) e SSME (direita).

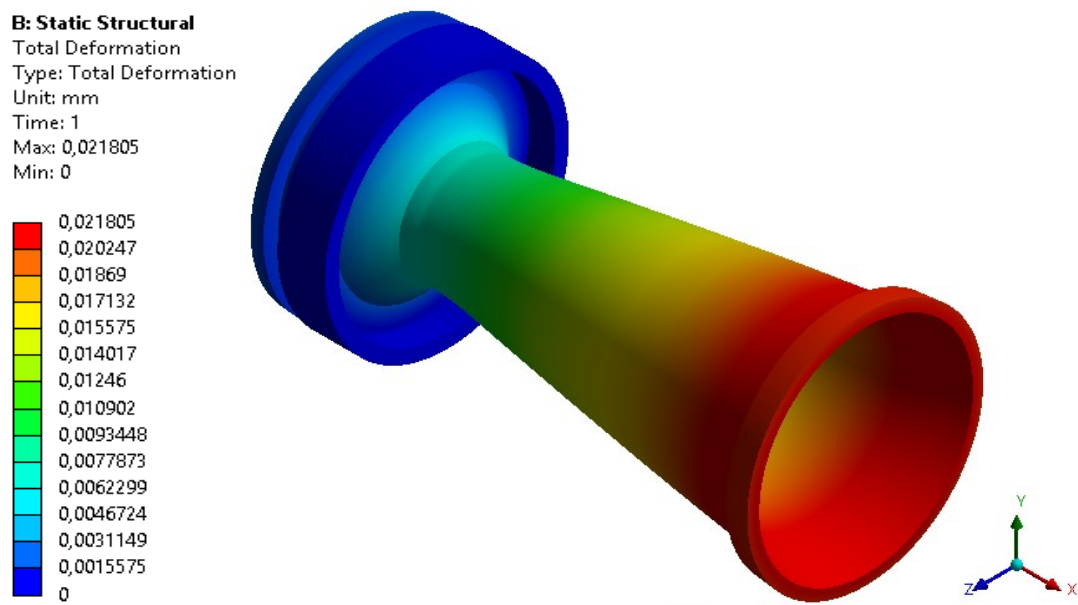


Fonte: Elaborado pelo autor.

4.2 DESLOCAMENTOS E TENSÕES ESTRUTURAIS

As Figura 33 a Figura 35 apresentam as deformações das estruturas dos três bocais, Juno, Lambda e SSME, respectivamente.

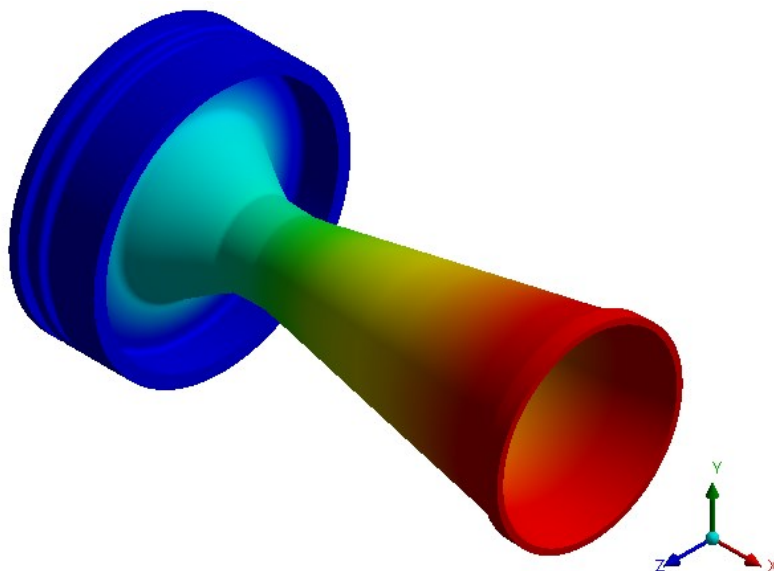
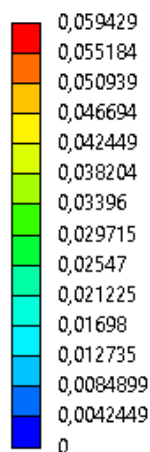
Figura 33 – Deslocamentos na estrutura do bocal Juno.



Fonte: Elaborado pelo autor.

Figura 34 – Deslocamentos na estrutura do bocal Lambda.

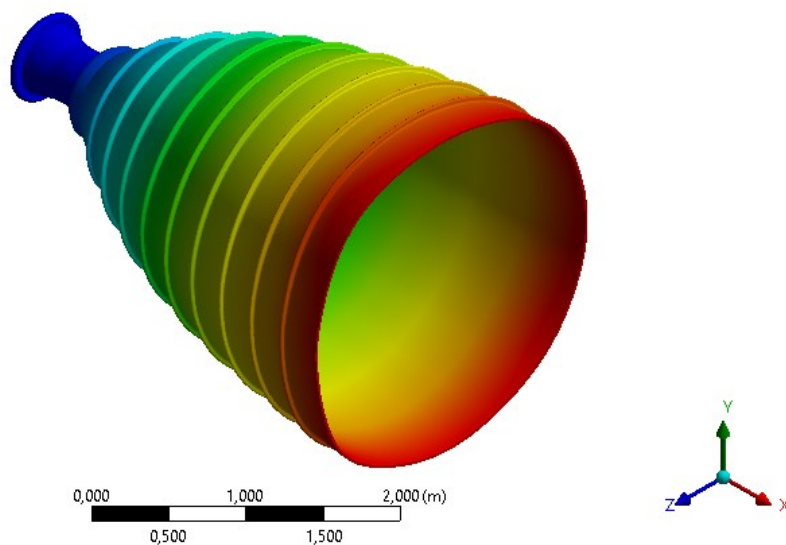
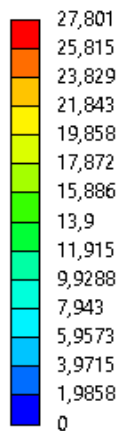
B: Static Structural
 Total Deformation
 Type: Total Deformation
 Unit: mm
 Time: 1
 Max: 0,059429
 Min: 0



Fonte: Elaborado pelo autor.

Figura 35 – Deslocamentos na estrutura do bocal SSME.

B: Static Structural
 Total Deformation
 Type: Total Deformation
 Unit: mm
 Time: 1
 Custom
 Max: 27,801
 Min: 0

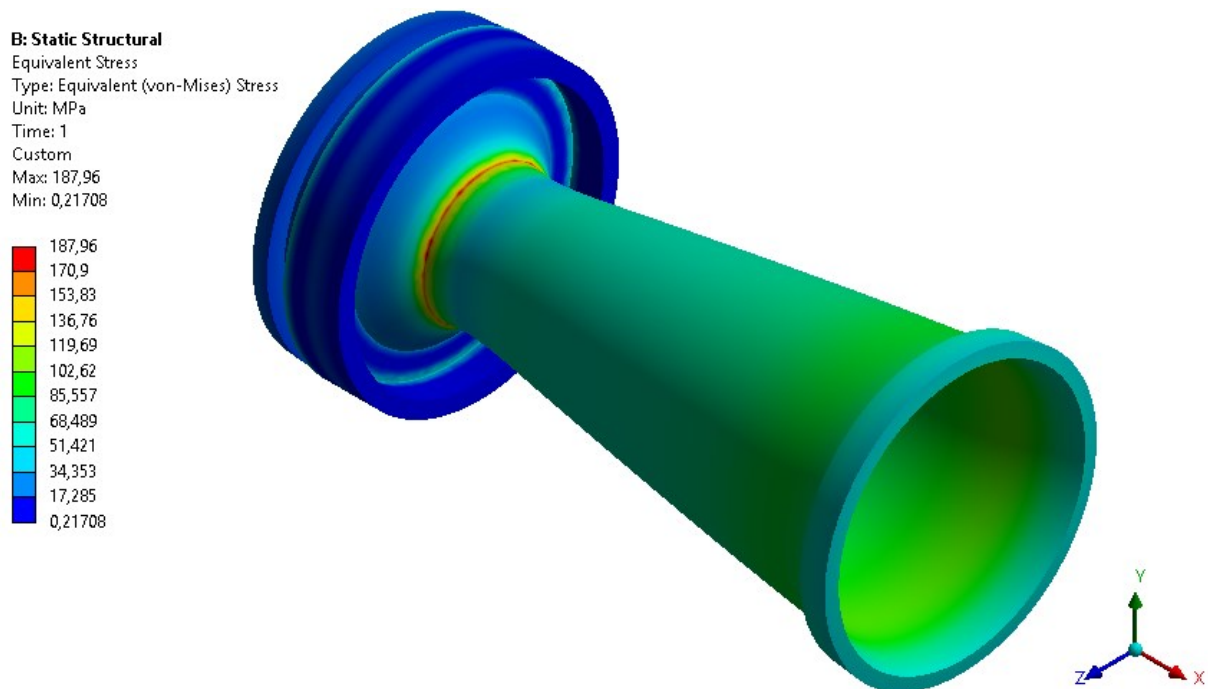


Fonte: Elaborado pelo autor.

As três geometrias apresentaram comportamentos semelhantes. As estruturas sofrem deformações maiores em suas extremidades de saída, isto deve-se ao fato destas regiões estarem afastadas dos elementos fixados e apresentarem áreas maiores. As perturbações causadas pela pressão dos escoamentos irão deformar as extremidades livres. Estes comportamentos foram apresentados também no trabalho de Gedhar, Gupta e Bansal (2013).

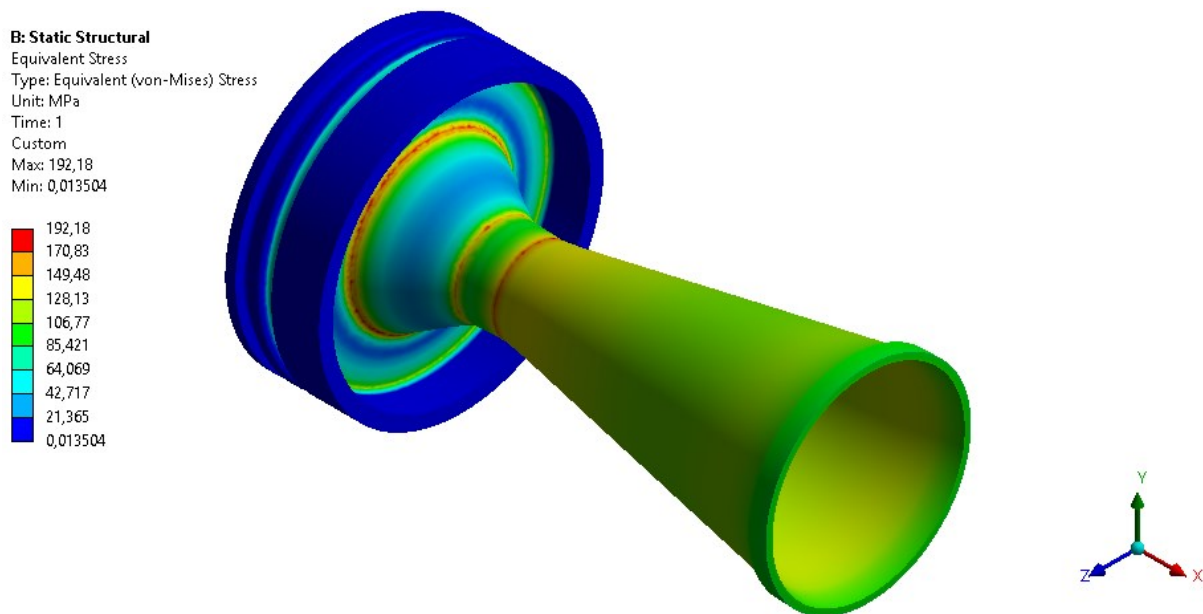
As Figura 36 a Figura 38 apresentam as tensões das estruturas dos três bocais, Juno, Lambda e SSME, respectivamente.

Figura 36 – Tensões na estrutura do bocal Juno.



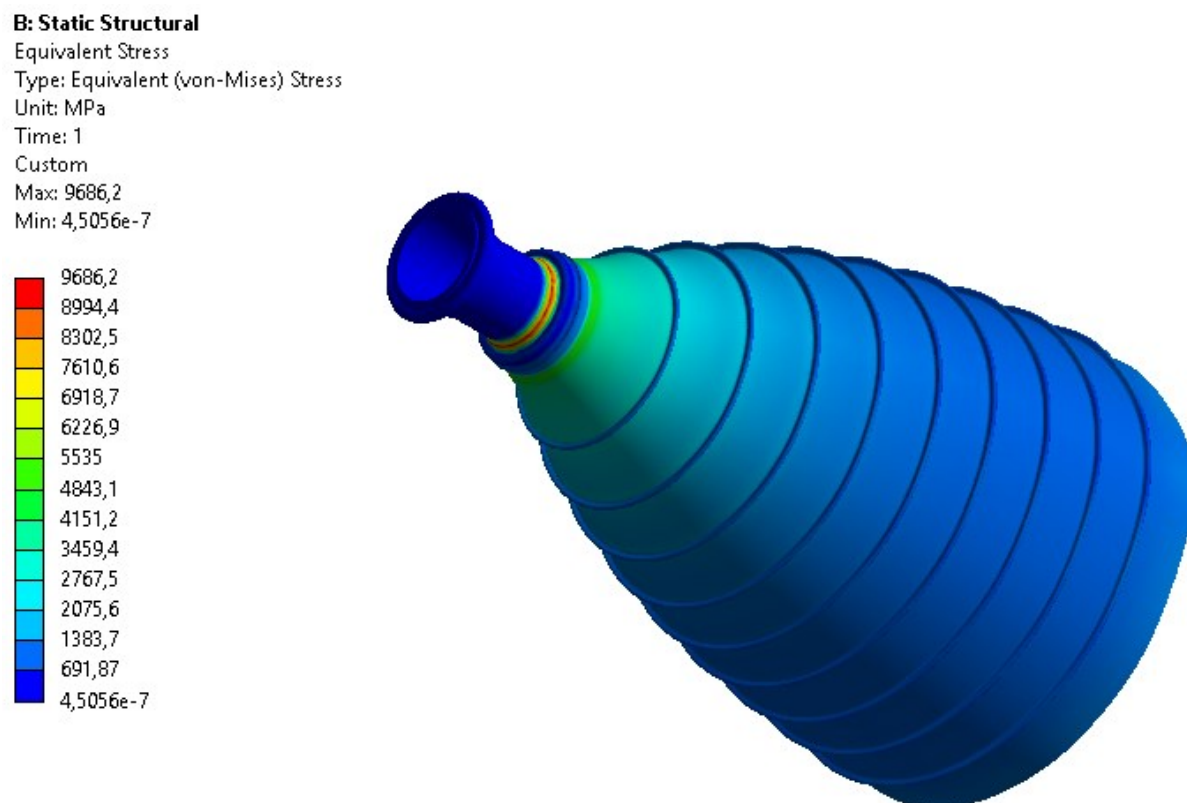
Fonte: Elaborado pelo autor.

Figura 37 – Tensões na estrutura do bocal Lambda.



Fonte: Elaborado pelo autor.

Figura 38 – Tensões na estrutura do bocal SSME.



Fonte: Elaborado pelo autor.

As tensões máximas estão nas gargantas das estruturas, porque esta região é onde o escoamento sofre variações de suas propriedades e é onde a geometria apresenta maior variação dimensional. Alguns pontos elevados de tensão são reportados em regiões com variações angulares, explicados na mecânica dos sólidos como pontos de concentração de tensão.

Para demonstrar como as deformações e tensões são maiores de acordo com os tamanhos das geometrias, uma comparação das deformações e tensões das três geometrias é apresentada na Tabela 5.

Tabela 5 – Deslocamentos e tensões dos bocais Juno, Lambda e SSME.

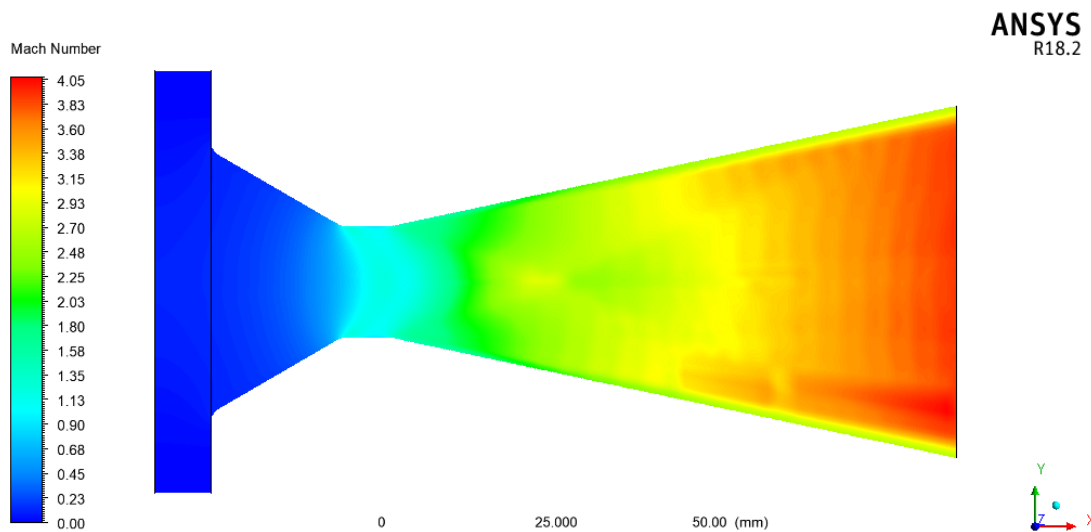
	Bocal Juno	Bocal Lambda	Bocal SSME
Maior deslocamento total	0,0218 mm	0,059 mm	27,8 mm
Maior tensão de Von Mises	187,96MPa	192,18 MPa	9686,2MPa

Fonte: Elaborado pelo autor.

4.3 ANÁLISE PRELIMINAR DE ACOPLAMENTO DE DUAS VIAS

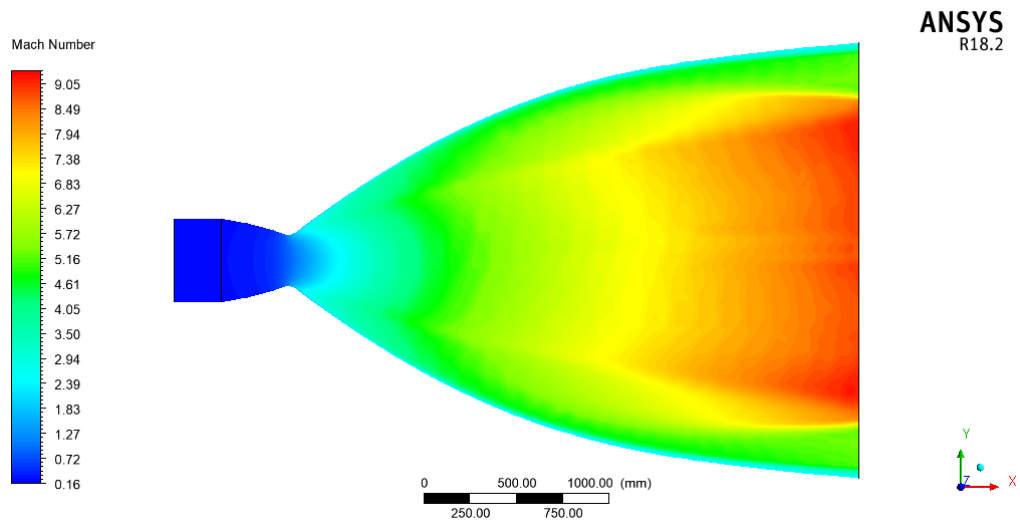
Buscando verificar como a estrutura dos bocais podem afetar o escoamento, ou seja, fazendo uma análise preliminar de acoplamento FSI de duas vias, empregou-se os valores do maior deslocamento total do bocal Lambda e do bocal SSME na geometria inicial, tanto do escoamento quanto da estrutura e alcançou-se os resultados para os novos escoamentos apresentados nas Figura 39 e Figura 40.

Figura 39 – Número de Mach para a nova geometria do bocal Lambda.



Fonte: Elaborado pelo autor.

Figura 40 – Número de Mach para a nova geometria do bocal SSME.



Fonte: Elaborado pelo autor.

Nos dois novos bocais, o escoamento apresentou ondas de choque na seção divergente e um aumento no número de Mach, devido ao alongamento do bocal, deixando com a velocidade de escape maior.

5 CONCLUSÕES

O desenvolvimento do presente trabalho teve como objetivo principal uma análise preliminar da interação fluido-estrutura de três bocais de motores-foguete distintos. A resolução do problema com a metodologia FSI foi modelada empregando os resultados do domínio do escoamento para se tornarem condições de operação no domínio estrutural. Na literatura, poucos trabalhos são encontrados com assuntos semelhantes e com objetos de estudo próximos, portanto, a comparação de resultados reais é escassa.

Nas estruturas analisadas, as deformações e tensões foram obtidas. Como previsto, nas extremidades livres das tubeiras, os deslocamentos foram maiores. Para o bocal Juno, o bocal Lambda e o bocal SSME, os deslocamentos foram 0,0218mm, 0,059mm e 27,8mm, respectivamente. As tensões máximas foram atingidas nas gargantas e nas regiões de concentração de tensão com os valores de 187,96MPa, 192,18 MPa e 9686,2MPa, na mesma ordem anterior. Os resultados indicam que para bocais com impulso elevado a deformação na estrutura é significativa, como o encontrado para o bocal SSME e provavelmente deve ser levado em conta para uma análise mais profunda da interação ente fluido e estrutura em bocais de foguete com o método de duas vias.

Para trabalhos futuros, recomenda-se que sejam analisadas as mesmas geometrias deste trabalho, mas utilizando a acoplamento de duas vias para verificar a eficiência e diferença dos dois métodos. Além disso, uma análise interessante é a aplicação da temperatura como carga nas estruturas dos bocais, de tal forma que a verificação das deformações e tensões será melhor estudada.

Por fim, outra abordagem significativa seria acoplar uma modelagem de cinética química substituindo o fluido de trabalho por subprodutos da combustão real, como o propelente nitrato de potássio com glicose ou até mesmo oxigênio líquido/hidrogênio líquido utilizado no bocal do motor principal da Space Shuttle, levando a processos reais que acontecem na tubeira.

REFERÊNCIAS

- AISI 1018 Steel, cold drawn, high temperature, stress relieved, 16-22 mm (0.625-0.875 in) round. 2018. Disponível em: <<http://www.matweb.com/search/datasheettext.aspx?matid=6817>>. Acesso em: 30 nov. 2018.
- ANDERSON JUNIOR, John D. **Fundamentals of Aerodynamics**. 5. ed. New York: Mcgraw-hill, 2011. 1106 p.
- ANSYS INC (Eua) (Org.). **Modeling Turbulent Flows**: Desconhecido: Vídeo, 2006. 49 slides, color.
- ASPROULIAS, Ioannis. **RANS Modelling for Compressible Turbulent Flows Involving Shock Wave Boundary Layer Interactions**. 2014. 2014 f. Tese (Doutorado) - Curso de Engineering And Physical Sciences, University Of Manchester, Manchester, 2014. Disponível em: <<https://goo.gl/y5rwS6>>. Acesso em: 01 dez. 2018.
- BETTY MCLAUGHLIN (Desconhecido). Boeing Rocketdyne Propulsion & Power (Org.). **Space Shuttle Main Engine Orientation**. Desconhecido: Vídeo, 1998. 105 slides, color.
- BROWN, C.D. **Spacecraft propulsion**. Washington: AIAA, 1996.
- FORTESCUE, Peter; SWINERD, Graham; STARK, John. **Spacecraft Systems Engineering**. 4. ed. Chichester: John Wiley & Sons, 2011.
- GARELLI, Luciano; PAZ, Rodrigo R.; STORTI, Mario A. Fluid-structure interaction study of the start-up of a rocket engine nozzle. **Computers & Fluids**, v. 39, n. 1, p. 1208-1218, 15 mar. 2010.
- GEDHAR, Ramesh Kumar; GUPTA, Rahul; BANSAL, Deepak. Fluid-Structure Interaction analysis of rocket engine nozzle. In: INDIAN CONFERENCE ON APPLIED MECHANICS (INCAM), 1., 2013, Chennai. **Proceedings...** Chennai: IIT Madras, 2013. p. 1 - 4. Disponível em: <https://www.researchgate.net/publication/306030105_Fluid-Structure_Interaction_analysis_of_rocket_engine_nozzle>. Acesso em: 28 jun. 2018.
- GERASIMOV, A. **Modeling Turbulent Flows with FLUENT**, Europe, ANSYS, Inc. 2006.
- HARTMANN, Stefan et al. **International Workshop on Fluid-Structure Interaction: Theory, Numerics and Applications**. Kassel: Kassel University Press Gmbh, 2009. 276 p.
- HUTTON, David V.. **Fundamentals of finite element analysis**. New York: Mcgraw-hill, 2004. 505 p.
- LABEAUJARDIERE, Jean-francois Pitot de; MOROZOV, Evgeny V.; BRIGHT, Glen. Numerical simulation of the aerothermostructural response of a composite solid rocket nozzle during motor ignition. In: AIAA/ASME/SAE/ASEE JOINT PROPULSION CONFERENCE & EXHIBIT, 45., 2009, Denver, Colorado. **Proceedings...** Paper. Denver: Joint Propulsion

Conferences, 2009. p. 1-2. Disponível em: <<https://doi.org/10.2514/6.2009-4891>>. Acesso em: 11 set. 2017.

LARSSON, Linda; SUPHAP, Saowanee. **Fluid structure interaction in a rocket**. 2006. 72 p. Tese (Mestrado) – Engineering Physics, Master of Science Programme, Departmente of Applied Physics and Mechanical Engineering, Lulea University of Technology. Trollhättan, Sweden. 2006.

NAKKA, Richard. **Richard Nakka's Experimental Rocketry Web Site**. Disponível em: <<http://www.nakka-rocketry.net/>>. Acesso em: 28 jun. 2018.

PEDRONI, Yan da Silva. **Otimização da propulsão de foguetes por meio do desenvolvimento de modelagem numérica acoplada FSI**. 2016. 79 f. TCC (Graduação) - Curso de Engenharia Aeroespacial, Centro Tecnológico de Joinville, Universidade Federal de Santa Catarina, Joinville, 2016.

PIOMELLI, U. **Large-eddy and Direct Simulation of Turbulent Flows**, a CFD Odyssey. Report of Department of Mechanical Engineering, University of Maryland, U.S.A., 2001.

SALIM, Salim M.; ARIFF, M.; CHEAH, S.C. **Wall y^+ approach for dealing with turbulent flows over a wall mounted cube: part 2 - high Reynolds number**. In: Seventh International Conference on CFD in the Minerals and Process Industries, 7., 2009, Melbourne, Australia: IMECS, 2009. 11 p.

SALIM, Salim M.; CHEAH, S.C. **Wall y^+ Strategy for Dealing with Wall-bounded Turbulent Flows**. In: International MultiConference of Engineers and Computer Scientists, 2., 2009, Hong Kong, China. Hong Kong: IMECS, 2009. 6 p.

SHARED HIERARCHICAL ACADEMIC RESEARCH COMPUTING NETWORK (SHARCNET) (Canadá) (Org.). **ANSYS Fluent Meshing User's Guide**. 2018. Disponível em: <https://www.sharcnet.ca/Software/Ansys/15.0.7/en-us/help/tgd_usr/tgd_usr.html>. Acesso em: 30 jun. 2018.

SHIVA, P. U.; SREEVAIBHAV R, K. M. Three dimensional analysis on an optimized nozzle contour with fs. In: International Conference on Mechanical and Aeronautical Engineering, 6., 2015, Rome. **Proceedings...** . Rome: ICMAE 2015, 2015. p. 120 - 124.

SPECIAL Metals INCONEL® Alloy 718. 2018. Disponível em: <<http://www.matweb.com/search/datasheettext.aspx?matguid=94950a2d209040a09b89952d45086134>>. Acesso em: 30 nov. 2018.

SUTTON, George P.; BIBLARZ, Oscar. **Rocket propulsion elements**. 9. ed. Hoboken, New Jersey: John Wiley & Sons, Inc, 2017.

TIPLER, P.A.; MOSCA, G. **Física para cientistas e engenheiros**. v.1. Rio de Janeiro: LTC, 2009.

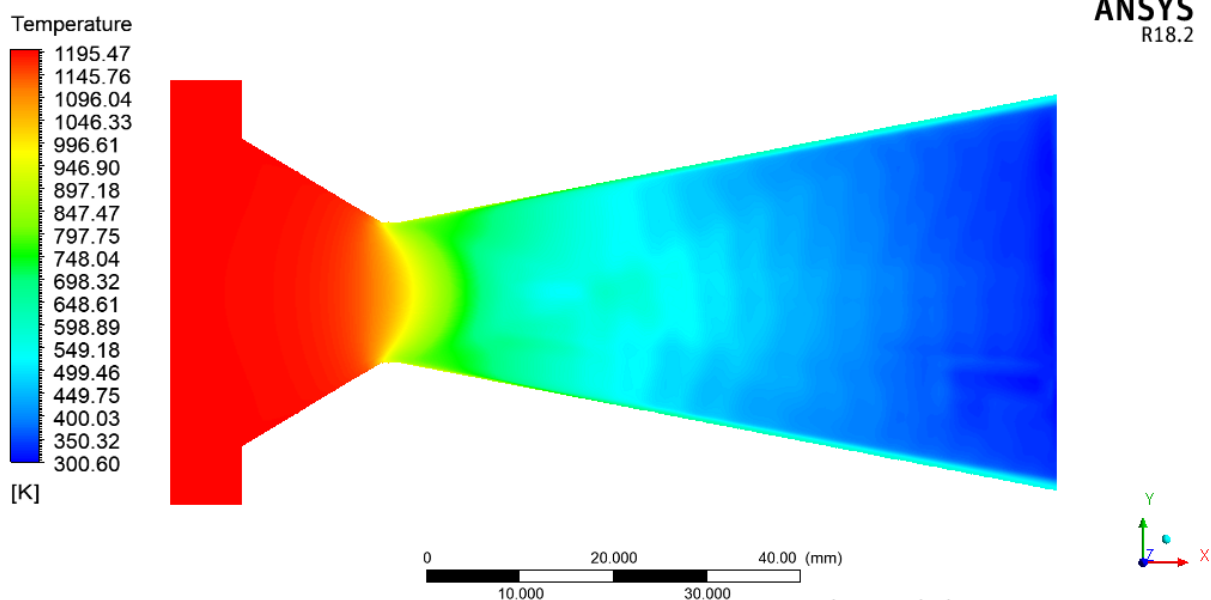
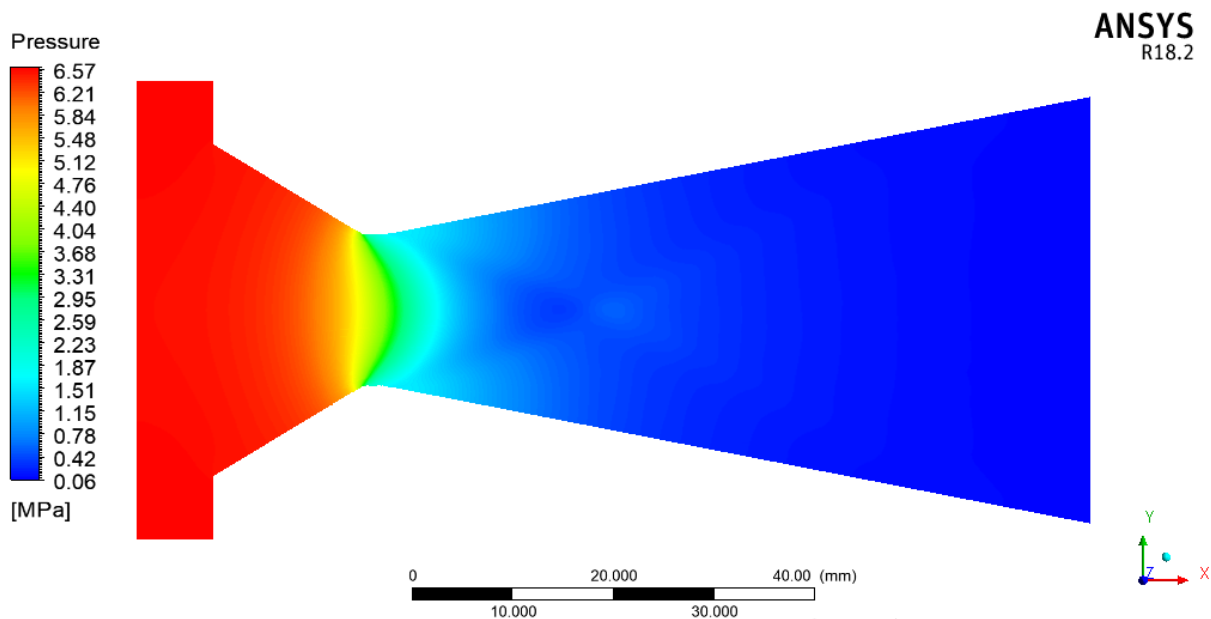
TURNER, M.J.L. **Rocket and spacecraft propulsion**. 2 ed. Chichester: Springer, 2006.

WARD, Thomas A. **Aerospace propulsion systems**. Singapura: John Wiley & Sons (Asia), 2010. 527 p.

YOUNG, Warren C.; BUDYNAS, Richard G.. **Roark's Formulas for Stress and Strain.** 7. ed. New York: Mcgraw-hill, 2002. 854 p.

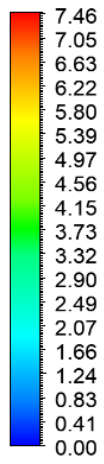
APÊNDICE A – RESULTADOS DAS DISTRIBUIÇÕES DE PRESSÃO E TEMPERATURA DOS BOCAIS JUNO, LAMBDA E SSME

BOCAL JUNO

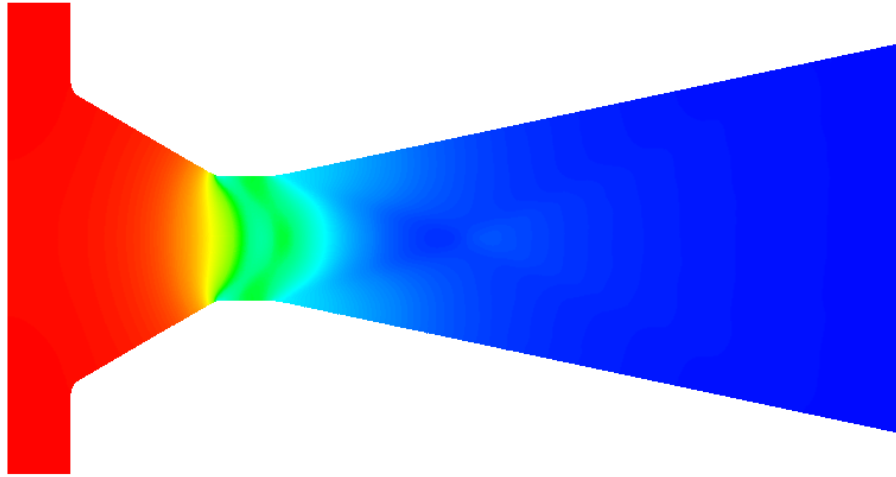


BOCAL LAMBDA

Pressure



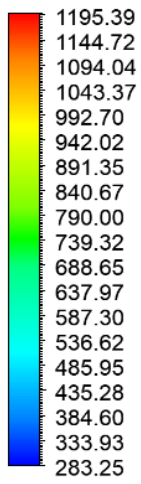
[MPa]



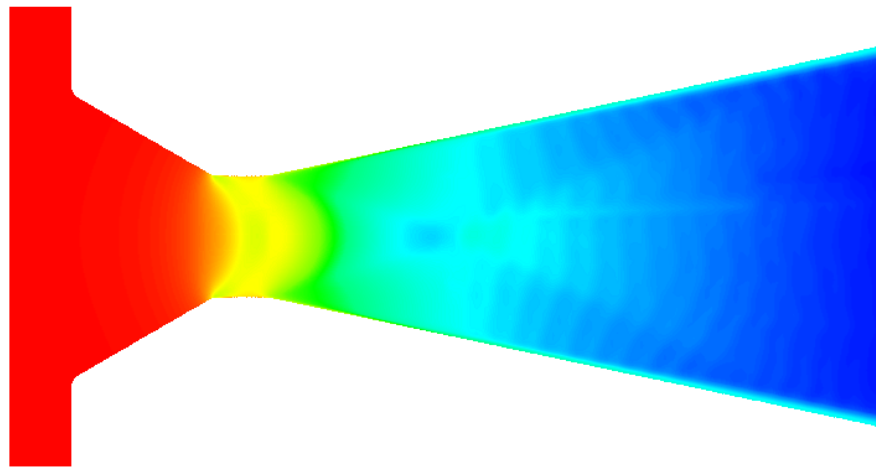
0 25.000 50.00 (mm)



Temperature



[K]



0 25.000 50.00 (mm)



BOCAL SSME

